

CAPÍTULO 2

DESCRIPCIÓN Y OPERACIÓN DEL HELICÓPTERO

SECCIÓN I. HELICÓPTERO

2-1. DESCRIPCIÓN GENERAL. Los UH-1H/V son helicópteros de trece asientos, tipo monomotor. El peso bruto máximo es de 9,500 libras.

2-2. CONFIGURACIÓN GENERAL. La figura 2-1 nos muestra la configuración general. Los artículos mostrados incluyen compuertas de acceso y algunos artículos mencionados en el párrafo del chequeo exterior en la sección III del capítulo 8.

2-3. DIMENSIONES PRINCIPALES. La figura 2-2 representa las dimensiones del helicóptero.

2-4. RADIO DE VIRAJE. El radio de viraje es más o menos 35 pies girando sobre el mástil.

2-5. FUSELAJE. La sección delantera de la nave es el fuselaje principal, y se extiende desde la nariz hasta el comienzo del fuselaje posterior (botalón de cola). El fuselaje consta principalmente de dos vigas longitudinales con mamparos transversales y revestimiento metálico. Las vigas principales forman la estructura que soporta la cabina, el tren de aterrizaje, los tanques del combustible, la transmisión, el motor y el botalón de cola. La unidad de suspensión del gancho de carga externa, está montada en las vigas principales cerca del centro de gravedad del helicóptero.

2-6. FUSELAJE POSTERIOR (BOTALÓN DE COLA). El botalón de cola está unido a la parte trasera del fuselaje y se extiende hasta el final del helicóptero. Esta es una estructura cónica trapezoidal, semimonocasco con largueros metálicamente revestidos. El botalón de cola sujeta el rotor de cola, la aleta vertical y el elevador sincronizado. También provee montantes para el eje impulsor del rotor de cola y para equipo electrónico.

2-7. SISTEMA DEL TREN DE ATERRIZAJE.

a. *Tren de aterrizaje principal.* Consiste de dos

tubos de aluminio transversales curvos y montados lateralmente al helicóptero, que sujetan dos tubos en forma de patín longitudinal. Estos patines son hechos de aluminio con zapatas aceradas para reducir el desgaste del patín.

b. *Patín de Cola.* Es un tubo de acero instalado al extremo posterior. El patín de cola sirve para advertir al piloto en casos de aterrizaje con la cola demasiado baja, y ayuda a prevenir daños al rotor de cola.

2-8. DIAGRAMA DEL COMPARTIMIENTO DE LA TRIPULACIÓN. El compartimiento de la tripulación está ilustrado en la figura 2-5.

2-9. PUERTAS DE LA CABINA Y DEL COMPARTIMIENTO DE CARGA.

a. *Puertas de la Cabina.* Las puertas de la cabina (figura 2-1) son armazones de aluminio con ventanillas plásticas corredizas en la parte superior para ventilación. Las puertas tienen cerraduras tipo leva y están equipadas con un dispositivo de lanzamiento.

b. *Puertas del Compartimiento de Carga.* Las puertas son armazones de aluminio con ventanillas plásticas lanzables en la parte superior (figura 2-1). Las puertas están montadas sobre rodillos, y son corredizas para permitir acceso completo al compartimiento de carga. Paneles abisagrados se encuentran en la parte delantera de las puertas de carga. Estos permiten ampliar el acceso al compartimiento de carga. En la parte trasera de sus mamparos existen cerrojos para mantener las puertas de carga abiertas durante el vuelo.

2-10. ASIENTOS DEL PILOTO Y COPILOTO.

Los asientos del piloto y copiloto pueden ser tipo convencional o blindados (figura 2-3). Los asientos blindados tienen un dispositivo de desenganche rápido que les permite reclinarsse para ayudar a evacuar el personal herido. Los asientos convencionales no tienen esta capacidad.

a. *Asientos del Piloto y Copiloto (convencionales).*

Los asientos del piloto y copiloto se pueden ajustar hacia delante, hacia atrás y verticalmente pero no son reclinables. La palanca del ajuste vertical se encuentra a mano derecha debajo del asiento. El ajuste hacia adelante y hacia atrás se encuentra a la izquierda debajo del asiento. La malla en el respaldo se puede quitar para acomodar el uso de paracaídas. Cada asiento está equipado con un cinturón y arnés de hombros con bobina de inercia.

b. *Asientos del piloto y copiloto (blindados).* Se pueden instalar asientos blindados para el piloto y copiloto. Cada asiento está equipado con un cinturón y arnés de hombro con bobina de inercia. Se puede ajustar hacia delante, hacia atrás y verticalmente. La palanca del ajuste vertical se encuentra a la derecha debajo del asiento. El ajuste hacia adelante y hacia atrás se encuentra a la izquierda debajo del asiento. En cada respaldo hay un mango para reclinar rápidamente en caso de emergencia. El respaldo, el asiento y los costados están protegidos por blindajes de cerámica y aluminio. Las zonas de los hombros y caderas llevan un blindaje de cerámica.

c. *Arneses de hombro con bobina de inercia.* Los asientos del piloto y copiloto tienen incorporados unos arneses de hombro con bobina de inercia con una palanca para operación manual (figura 2-3). En asientos convencionales la palanca se encuentra a mano izquierda delante del asiento. En los asientos blindados, la palanca se encuentra a mano derecha delante del asiento. Con la palanca en la posición libre (hacia atrás) y el arnés ajustado apropiadamente, la bobina se extiende para permitirle al ocupante inclinarse hacia adelante; pero la bobina se frenará automáticamente cuando haya un impacto con fuerza de 2 a 3 gravedades de desaceleración. La bobina se puede frenar (palanca hacia adelante) de cualquier posición del arnés para activar el seguro de la bobina. Para soltar el arnés asegurado, hay que recostarse para disminuir la tensión en la bobina y se mueve la palanca hacia adelante. Es posible que haya presión contra el espaldar del asiento donde ningún movimiento adicional es posible y no se pueda soltar el arnés. Si esto ocurre será necesario soltar el arnés manualmente. La bobina se debe frenar manualmente para cualquier emergencia. Los arneses de hombro deben estar bien ajustados y recogidos completamente en la bobina de inercia para evitar el rebote excesivo en caso de un impacto. El cinturón de seguridad debe estar firmemente ajustado antes de ajustar los arneses de hombro para evitar el hundimiento del cuerpo por debajo del cinturón de seguridad en caso de un impacto.

2-11. ASIENTOS DE PERSONAL. Se pueden instalar varias configuraciones de asientos para acomodar de uno a once pasajeros además del piloto y copiloto. Los asientos son de acero tubular y lona reforzada. Cada asiento lleva incorporado un cinturón de seguridad. Estos cinturones con extensiones de tela, se utilizan para pacientes en camillas cuando el helicóptero se usa en misiones de rescate. Para información adicional sobre los asientos de los pasajeros refiérase al capítulo 6. Cuando el helicóptero se utiliza para evacuaciones médicas, los pacientes serán asegurados a las camillas utilizando correas aprobadas.

2-12. INSTRUMENTOS Y CONTROLES.

a. *Panel de Instrumentos.* La ubicación de todos los instrumentos, indicadores, controles y las placas de datos que están montados en el panel de instrumentos están ilustrados en la figura 2-4. Algunos instrumentos pueden estar reubicados.

b. *Panel del Pedestal.* Los controles instalados en el pedestal están ilustrados en la figura 2-5.

c. *Consola Superior.* La ubicación de los controles y cortacircuitos instalados en la consola superior están ilustrados en la figura 2-5.

d. *Palanca de Lanzamiento de Equipo Externo.* La palanca de lanzamiento de equipo (cuando está instalada) está ubicada a la izquierda del colectivo del piloto. Al jalar la palanca se suelta el equipo externo mediante una conexión mecánica.

e. *Otros Instrumentos y Controles.* Los instrumentos, controles o indicadores no incluidos en las figuras 2-5 ó 2-6 se encuentran en el capítulo que describe su sistema relacionado.

2-12.1. SISTEMA DE PROTECCIÓN CONTRA ALAMBRES (WSPS).

Este sistema provee protección a 90% del área frontal contra impactos de alambres mecánicos y eléctricos tendidos horizontalmente. El sistema está compuesto por un cortador y deflector superior, un protector, deflector y cortador para el parabrisas, un cortador y deflector inferior y un par de protectores para los limpiaparabrisas (figura 2-1). El cortador inferior está diseñado con una punta que se separa con un contacto relativamente fuerte con la tierra y antes de que dane la estructura del helicóptero. Sin embargo, los remaches que sostienen la punta están diseñados para soportar las leves fuerzas producidas al chocar contra cables y la punta

todavía desvía en forma efectiva los cables o los alambres hacia las hojas cortadoras.

SECCIÓN II. EQUIPO DE EMERGENCIA

2-13. EQUIPO DE EMERGENCIA. La ubicación del equipo de emergencia, ilustración y explicación completa de los procedimientos de emergencia se encuentran en el capítulo 9.

2-14. EXTINGUIDOR DE INCENDIOS PORTÁTIL. El extintor de incendios es de tipo portátil operado manualmente, cargado en un

soporte y ubicado detrás del pedestal o a la mano derecha del asiento del piloto.

2-15. EQUIPO DE PRIMEROS AUXILIOS. La cabina tiene instalada cuatro botiquines equipados para dar primeros auxilios en general (figura 9-1). Van fijados en el mamparo central de las puertas izquierda y derecha, y son fácilmente desmontados para su uso inmediato.

SECCIÓN III. MOTOR DE TURBINA Y SISTEMAS RELACIONADOS

2-16. MOTOR DE TURBINA. El UH-1H/V está equipado con un motor T53-L-13.

2-17. ENFRIAMIENTO DEL MOTOR. El compartimiento del motor es enfriado por convección natural mediante mallas en las compuertas.

2-18. SISTEMA DE INDUCCIÓN DE AIRE. En estos helicópteros se utilizan tres diferentes sistemas de inducción de aire, estos son tratados en los párrafos siguientes:

a. *Separador de partículas no autopurgables.* Este separador es de tipo inercia. Un borde que se extiende hacia afuera en la corriente de aire, desvía hacia una cámara mayor el aire cargando por partículas. Las partículas grandes se asientan en la cámara y las partículas finas son separadas por un filtro cuando el aire pasa por él. Las partículas extraídas del aire de admisión se depositan en cajas que contiene un filtro de caucho espumoso. Las cajas pueden ser desmontadas fácilmente para su inspección y limpieza. Otros componentes del separador de partículas incluyen: Un cortacircuito marcado ENG AIR FILTER CONT (control del filtro de aire del motor) ubicado en la consola superior, un interruptor diferencial de presión de aire del motor ubicado en el mamparo, y una luz de precaución marcada ENG INLET AIR (aire de admisión del motor), similar a la de aviso montada en el panel de instrumentos, o como un segmento de precaución. (Fig. 2-9)

b. *Separador de Partículas Autopurgable.* Los helicópteros con número de serie 68-15779 y siguientes, están equipados con un separador de partículas autopurgable de tipo de inercia. El aire cargado con partículas pasa a través de una cámara anular y un filtro. El separador utiliza una fuente constante de aire sangrado del motor que fluye a través de un expulsor tipo Venturi, el cual las partículas expulsándolas fuera de la estructura. Algunos tipos de sistemas separadores de partículas tienen la luz de precaución ENGINE INLET AIR operativas.

c. *Malla de protección contra objetos extraños.* La malla de protección contra de objetos extraños que causan danos (FOD) previene la entrada de partículas de tamaño regular a la entrada de aire del motor.

NOTA

El sistema detector de hielo no es aplicable en los helicópteros equipados con el separador de partículas autopurgables.

d. *Descongelador.* El sistema descongelador es un sistema que funciona con aire sangrado, activado por el interruptor marcado DE-ICE en el pedestal (figura 2-6). En la posición ON (prendido), aire sangrado se dirige a través de la sección de entrada de aire para proveer protección contra la formación de hielo. La cantidad de potencia perdida cuando éste sistema está ope-

rando está descrita en el capítulo 7. En caso de falla del sistema eléctrico DC o si el cortacircuito marcado DE-ICE-ENG está afuera, el sistema se enciende automáticamente. La potencia eléctrica del sistema es suministrada por la barra esencial DC y está protegido por el cortacircuito de ANTI-ICE ENG (antihielo del motor).

e. *Separador de Partículas Mejorado.* Algunos UH-1Hs están equipados con un separador de partículas mejorado. Esta unidad tiene una serie de tubos de vórtices que son efectivos en quitar la arena y el polvo de la entrada del motor. La arena y el polvo son purgados y expulsados fuera de la estructura por salidas a cada lado del separador.

2-19. CONTROL DE COMBUSTIBLE DEL MOTOR.

a. *Componentes montados en el motor.* El sistema de control de combustible está montado en el motor. Este consiste de una sección reguladora, la sección computadora y el gobernador de sobre velocidad.

(1) La sección reguladora funciona a una velocidad proporcional al N1. Bombea combustible a el motor a través de la válvula reguladora principal, o si el sistema principal falla a través de la válvula reguladora de emergencia que es controlada directamente por el acelerador.

(2) La sección de computadora determina la proporción de combustible que se suministra a el motor en relación con la velocidad de la turbina N1, la temperatura, y presión del aire a la entrada y la posición del acelerador. También controla la operación de la banda de aire sangrado y las aletas de guía variables.

(3) El gobernador de sobrevelocidad funciona a una velocidad proporcional a la velocidad del N2. Ajusta la apertura de la válvula reguladora principal para mantener constante las RPM del N2 seleccionadas.

b. *Flujo del combustible de arranque.* Durante el arranque, al activar el interruptor de combustible de arranque, se abre la válvula solenoide de combustible, permitiendo que el combustible pase del regulador de combustible a la cámara de combustión a través de los inyectores de arranque en el múltiple de combustible. Una vez que la N1 alcanza suficiente velocidad, el interruptor de arranque se desactiva, causando que la válvula solenoide se cierre y pare el flujo de combustible de arranque. Los inyectores de arranque son purgados

por aire de la cámara de combustión a través de una válvula de chequeo con filtro. La válvula solenoide de combustible de arranque, es controlada por el interruptor del gatillo de arranque en los helicópteros que no tienen instalado un interruptor de combustible de arranque. La válvula solenoide del motor (válvula solenoide de combustible de arranque) no se puede controlar individualmente durante el arranque del motor.

c. *Control de potencia (acelerador).* Girando el control del acelerador, piloto o copiloto, a la posición completamente abierta, (Figura 2-5), permite al gobernador de sobrevelocidad mantener constante las RPM. Girando el acelerador hacia la posición cerrada, causara que las RPM sean seleccionadas y mantenidas manualmente en vez de automáticamente por el gobernador de sobrevelocidad. Girando el acelerador a la posición completamente cerrada, cierra el combustible. El acelerador tiene incorporado un tope de marcha lenta que evita cerrar el acelerador inadvertidamente. Para sobrepasar el tope de marcha lenta, hay que apretar el botón marcado IDLE REL y cerrar el acelerador. El interruptor de tope de marcha lenta es un interruptor de solenoide momentáneo. El interruptor del tope de marcha lenta está ubicado en la caja de interruptores en la palanca del colectivo del piloto. El interruptor del tope de marcha lenta recibe energía de la barra esencial 28 VDC y es protegido por el cortacircuito marcado IDLE STOP REL en la consola superior. Se puede graduar la fricción en ambos aceleradores girando un anillo que está instalado en la parte superior del acelerador del piloto contra las manecillas del reloj (figura 2-5).

d. *Interruptor del gobernador.* El interruptor del gobernador marcado GOV está ubicado en el panel de control del motor (figura 2-6). En la posición AUTO (automática), permite al gobernador de sobrevelocidad controlar automáticamente las RPM del motor cuando el acelerador está completamente abierto. En la posición marcada EMER (emergencia), permite al piloto o copiloto, controlar las RPM manualmente, ya que la posición EMER no provee aceleración o desaceleración automática ni control de sobrevelocidad, los movimientos de los controles deben ser suaves para prevenir pérdida del compresor, sobrevelocidad, sobretemperatura o falla del motor. La energía eléctrica es suministrada por la barra esencial 28 VDC, y el circuito eléctrico es protegido por el cortacircuito marcado GOV CONT.

2-20. SISTEMA DE SUMINISTRO DE ACEITE DEL MOTOR.

a. *Descripción.* El sistema de aceite de la turbina es de cárter seco a presión y opera automáticamente. El sistema está formado por un depósito de aceite con un dispositivo de ventilación, un enfriador de aceite con temperatura controlada mediante una válvula de derivación, transmisor e indicador de presión, indicador visual de nivel, conductos de retornos de aceite y respiraderos. Se proveen válvulas para drenar el tanque de aceite y el enfriador. La presión necesaria para la lubricación y evacuación del aceite de retorno es suministrada por la bomba principal de aceite activada por el motor y montada en la misma. En los helicópteros equipados con el Sistema de Detección de Desechos del Aceite (ODDS), se encuentran instalados un separador externo de aceite, con un detector de partículas integrado, y un filtro de 3-micrones hacia abajo en el colector. Las especificaciones de grado de aceite y capacidad del tanque están reflejadas en el diagrama de servicio (Tabla 2-1).

b. *Enfriador de Aceite.* El enfriamiento del aceite del motor se lleva a cabo por un enfriador de aceite. El enfriador está ubicado dentro del fuselaje, bajo la plataforma del motor (figura 2-1). El aire para el enfriamiento es suministrado por un ventilador de turbina el cual opera por medio de aire sangrado del motor. El ventilador funciona siempre que el motor esté operando y no necesita ningún control para el mismo, excepto el orificio limitador de aire sangrado.

2-21. IGNICIÓN N - SISTEMA DE ARRANQUE.

El interruptor de arranque está ubicado en la parte inferior de la caja del colectivo del piloto. Un interruptor adicional puede estar ubicado en el colectivo del copiloto. El interruptor es de tipo gatillo compuesto por un resorte que lo lleva a la posición OFF, (figura 2-5). Los circuitos de arranque y encendido están conectados al interruptor de gatillo. La energía eléctrica es suministrada por la barra esencial de 28 VDC, y están protegidos por cortacircuitos marcados STARTER RELAY (relé de arranque) y IGNITION SYSTEM IGNITOR SOL (solenoides de ignición del sistema de encendido). El circuito del arrancador se activa colocando el interruptor marcado STARTER GEN (generador arrancador) en la posición START (arranque) y apretando el gatillo (figura 2-5). El circuito de encendido se activa colocando el interruptor marcado FUEL MAIN (combustible principal) en el panel de control del motor en la posición ON y apretando el gatillo. La llave de encendido se encuentra adyacente al panel de cortacircuitos AC. En la posición OFF (apagado) desconecta el encendedor y el combustible de

arranque para prevenir el encendido del motor. En la posición ON (encendido), permite el encendido (figura 2-12).

2-21.1. Supresor de Calor (IR) Infrarrojo. La aeronave equipada con el Sistema Supresor de Calor Infrarrojo tiene un ducto insulado de escape mirando hacia arriba, una extensión de escape, y un ducto delantero montado en el tubo de escape. El Sistema Supresor de Calor (IR) Infrarrojo reduce la señal infrarroja de la aeronave, dirigiendo el escape del motor hacia las palas del rotor para que sean dispersadas.

2-22. INTERRUPTOR DEL GOBERNADOR DE LAS RPM.

El interruptor marcado GOV RPM INCR/DECR (aumentar y disminuir las RPM) se encuentra montado en la caja de interruptores de la palanca del colectivo del piloto y copiloto. El interruptor es de tres posiciones, dos de ellas momentáneas. Hay que sostener la presión en la posición superior marcada INCR para aumentar las RPM o hacia la posición inferior marcada DECR para disminuir las RPM de la N2 (turbina de potencia). El circuito recibe energía eléctrica de la barra esencial de 28 VDC y está protegido por el cortacircuito marcado GOV CONT.

2-23. COMPENSADOR DE CAÍDA.

Un compensador de caída mantiene las RPM de la N2 según aumenta la demanda de potencia requerida por el piloto. El compensador es una conexión mecánica entre la palanca del colectivo y la palanca selectora de velocidad en el gobernador. No se requiere o se provee controles para la tripulación. El compensador mantiene las RPM de la N2 \pm 40 RPM cuando está apropiadamente ajustado. La caída (DROOP) se define como el cambio en las RPM de la N2 según aumenta la potencia desde una condición sin demanda. Es una característica diseñada en el sistema del gobernador. Sin esta característica cuando hay un aumento de potencia, se desarrollará una inestabilidad en el N1, causando que sobrepase o reduzca por debajo del valor necesario para satisfacer la nueva condición de potencia. Si se permitiera una reducción en potencia del N2, a más de momentáneamente, la reducción de las RPM del rotor podría volverse crítica.

2-24. INDICADORES E INSTRUMENTOS DEL MOTOR.

Todos los instrumentos e indicadores del motor están montados en el panel de instrumentos y en el de pedestal (figura 2-4 y 2-5).

a. *Indicador de Torque.* El indicador marcado TORQUE PRESS (presión de torque) está montado en la parte central del panel de instrumentos (figura 2-4). El indicador está conectado a un transmisor que forma parte del sistema de aceite del motor. El medidor indica presión aplicada al eje principal del motor en psi (libras por pulgadas cuadradas). El indicador de torque recibe potencia eléctrica de la barra de 28 VAC y es protegido por un cortacircuito marcado TORQUE en el panel AC.

b. *Indicador de la Temperatura de los Gases de Escape.* El indicador de la temperatura de los gases de escape está ubicado en la parte central del panel de instrumentos marcado EXH TEMP (figura 2-4). El indicador recibe las señales de temperatura de las sondas termopar montadas en el difusor de escape de los gases. Las indicaciones son en grados centígrados. El sistema es eléctricamente autogenerado.

c. *Tacómetro Doble.* El tacómetro doble está ubicado en la parte central del panel de instrumentos e indica las revoluciones de la turbina y las del rotor principal (figura 2-4). La escala interior es marcada ROTOR indicando las RPM del rotor y la exterior ENGINE indicando las del motor. La sincronización de las agujas de ENGINE y ROTOR es indicio de una operación normal del helicóptero. El indicador recibe corriente de los generadores tacómetro montados en el motor y transmisión. La conexión al sistema eléctrico del helicóptero no se requiere.

d. *Tacómetro del Productor de Gas.* El indicador de la turbina productora de gases está ubicado en la parte central derecha del panel de instrumentos y está marcado PERCENT (Figura 2-4). Este indicador registra las RPM de la turbina productora de gases en por ciento. Este sistema recibe potencia de un generador tacómetro que está instalado al compresor de la turbina. Conexión al sistema eléctrico del helicóptero no es requerido.

e. *Indicador de la Temperatura del Aceite del Motor.* El indicador de la temperatura del aceite del motor está ubicado en la parte central del panel de instrumentos y está marcado OIL C° (figura 2-4). Este indicador está conectado a una resistencia eléctrica tipo termopar. La temperatura del aceite a la entrada del motor es indicada en grados centígrados. La potencia para operar el circuito es suministrada por la barra esencial 28 VDC. Protección para el circuito se provee por el cortacircuito marcado TEMP IND ENG & XMSN (indicadores de temperatura del motor y la transmisión).

f. *Indicador de la Presión del Aceite del motor.* El indicador de presión del aceite del motor está ubicado en la parte central del panel de instrumentos y está marcado OIL PRESS (figura 2-4). El indicador recibe indicaciones de presión del transmisor de presión del aceite del motor y provee la lectura en psi. El circuito recibe energía eléctrica de la barra esencial 28 VAC y está protegido por un cortacircuito marcado ENG ubicado en el panel de cortacircuitos de corriente alterna.

g. *Luz de Precaución del Aceite.* La luz de precaución ENGINE OIL PRESS (presión del aceite del motor) está ubicada en el panel de precaución del pedestal. La luz va conectada a un interruptor de baja presión. Cuando la presión del aceite del motor cae debajo de aproximadamente 25 psi el interruptor cierra un circuito eléctrico causando que se encienda la luz de precaución. El circuito recibe energía eléctrica por la barra esencial 28 VDC y está protegido por el cortacircuito marcado CAUTION LIGHTS (luces de precaución).

h. *Luz de Precaución de Partículas Metálicas del Motor.* Un tapón magnético es instalado en el motor. Cuando se acumulan suficientes partículas metálicas en el tapón para cerrar el circuito, la Luz ENGINE CHIP DET (precaución de partículas metálicas) se ilumina. El circuito recibe energía eléctrica de la barra esencial 28 VDC y está protegido por el cortacircuito marcado CAUTION LIGHTS. En los helicópteros equipados con ODDS, el detector de partículas que se encuentra conectado a luz de precaución es parte del separador externo de partículas.

i. *Detector de Hielo del motor.* El sistema detector de hielo (luz de precaución marcada ENGINE ICE DET) no está conectado.

j. *Luz de Precaución del Detector de Hielo en el motor.* La luz de precaución ENGINE ICING (detector de hielo) del panel de luces de precaución no está conectada.

NOTA

Las luces de aviso de obstrucción/precaución del filtro de aire de la entrada del motor, no se utilizan para aeronaves con el separador de partículas mejorado. Sin embargo, algunos separadores de partículas autopurgables tienen las luces de segmentos ENGINE INLET AIRE operacionales.

k. *Luz de Aviso de Obstrucción en el Filtro de la Entrada de Aire del motor.* En los helicópteros con número de serie anterior al 68-16066, la luz de aviso marcada ENGINE INLET FILTER CLOGGED (obstrucción en el filtro de la entrada de aire del motor) está ubicada en la parte superior del panel de instrumentos (figura 2-4). Cuando el filtro se obstruye, un interruptor de presión diferencial detecta la condición y cierra el circuito que ilumina la luz de aviso. El circuito recibe energía eléctrica de la barra esencial 28 VDC y está protegido por el cortacircuito marcado CAUTION LIGHTS.

l. *Luz de Precaución de la Entrada de Aire del motor.* La luz en el panel de precaución marcada ENGINE INLET AIR se ilumina, cuando el filtro del aire se obstruye. El circuito recibe energía eléctrica de la barra esencial 28 VDC y está protegido por el cortacircuito marcado CAUTION LIGHTS.

m. *Luz de Precaución de la Bomba de Combustible del motor.* La luz de precaución ENGINE FUEL PUMP (bomba de combustible) está ubicada en el panel de precaución de luces en el pedestal. Una falla en cualquiera de los dos elementos de la bomba, cierra un circuito eléctrico iluminando la luz de precaución. El circuito recibe energía eléctrica de la barra esencial 28 VDC y está protegido por el cortacircuito marcado CAUTION LIGHTS. Un tipo de interruptor instalado en algunas naves, iluminará la luz hasta cuando se obtenga la presión operacional. Esta iluminación momentánea no indica una falla del elemento de la bomba.

n. *Luz de Precaución de Emergencia del Control de Combustible.* La luz de precaución GOV EMERG (emergencia del control de combustible) está

ubicada en el panel de precaución del pedestal. Su iluminación es un recuerdo al piloto que el interruptor marcado GOV (gobernador) está colocado en la posición de EMER (emergencia). El circuito recibe energía eléctrica de la barra esencial 28 VDC y está protegido por el cortacircuito marcado CAUTION LIGHTS.

o. *Luz de Precaución de Filtro de Combustible.* La luz de precaución del filtro de combustible está colocada en el panel de las luces de precaución en el pedestal o como una luz de pulsar para prueba en el panel de instrumentos. Un interruptor de presión diferencial es montado en la línea de combustible al frente del filtro. Cuando se obstruye el filtro el interruptor detecta la diferencia y cierra el circuito que ilumina la luz de precaución. Si la obstrucción continua, el sobrepaso de filtro abre para permitir el flujo de combustible alrededor del filtro. El circuito recibe energía eléctrica de la barra esencial 28 VDC y está protegido por el cortacircuito marcado CAUTION LIGHTS.

SECCIÓN IV. SISTEMA DE COMBUSTIBLE DEL HELICÓPTERO

2-25. SISTEMA DE SUMINISTRO DE COMBUSTIBLE.

a. El sistema consiste de 5 celdas interconectadas que se reabastecen por una boquilla común en la parte derecha del helicóptero. Cada una de las celdas delanteras llevan una bomba reforzadora sumergida. Las bombas reforzadoras proveen combustible bajo presión para cebar la línea de la bomba de combustible del motor. Cada celda delantera, está dividida en dos compartimientos mediante un divisor lateral equipado con una válvula de aleteo para permitir el flujo de combustible desde adelante hacia atrás. La bomba reforzadora sumergida está instalada en un

conjunto de cárter cerca de la parte posterior de cada celda delantera y está conectada por una manguera a la línea de suministro de combustible del motor. Parte del caudal de esta bomba se envía hacia el compartimiento delantero a través de una tubería e interruptor de flujo y pasa a una bomba eyectora en el compartimiento delantero. El flujo inducido por esta eyectora envía combustible a través de una tubería sobre el divisor lateral de los dos compartimientos hacia el compartimiento trasero, para que la más mínima cantidad de combustible sea inútil en toda actitud de vuelo. El sistema, autosellante, ha sido diseñado para contener el combustible durante un accidente violento pero con posibilidad de supervivencia para

reducir la posibilidad de incendio. Las conexiones frangibles usadas para asegurar las celdas de combustible al fuselaje son diseñadas para que fallen y permitan el movimiento relativo de la celda sin rotura en caso de accidente. Se han instalado válvulas de desconexión y cierre automático a las líneas de combustible que salen de la celda y en otras ubicaciones. Las válvulas de desconexión y cierre automático son diseñadas para permitir separación completa de los componentes sin pérdida de combustible. Las celdas traseras tienen unas válvulas de ventilación que evitan derrames en caso que el helicóptero se voltee en un accidente. El sistema tiene protección balística hasta calibre .50 en los primeros dos tercios de la parte inferior de las celdas.

b. Sistema "circuito cerrado" de reabastecimiento.

Los helicópteros UH-1H con número de serie 69-15292 y subsiguientes y modificados proveen un sistema de "circuito cerrado" cuando se usa con la tobera de acoplamiento. Este sistema es capaz de cerrar automáticamente el flujo de combustible cuando el tanque está lleno.

c. Reabastecimiento por gravedad. Si el helicóptero está equipado con el sistema de "circuito cerrado" de reabastecimiento de combustible pero el vehículo de reabastecimiento no está equipada con la tobera relacionada, para reabastecimiento por circuito cerrado, se puede usar un sistema de gravedad.

2-26. CONTROLES E INDICADORES.

a. Interruptores de combustible. Los interruptores del sistema de combustible consisten del interruptor principal de combustible, interruptor del combustible de arranque y los interruptores de las bombas de transferencia de combustible (figura 2-6). El interruptor de FUEL START (combustible de arranque) no es aplicable a los helicópteros con número de entre el 66-8574 y el 66-8577, 66-16034 y subsiguientes o a los anteriores modificados en este sentido.

(1) Interruptor principal de combustible. El interruptor MAIN FUEL ON/OFF (interruptor principal del prendido y apagado del combustible) está ubicado en el panel del pedestal del motor (figura 2-6). El interruptor está protegido de operación accidental por un seguro accionado por muelle que causa que sea necesario levantar el interruptor para accionarse. Cuando el interruptor está colocado en la posición ON, se abre la válvula principal de cierre, enciende las bomba(s) reforzadoras eléctricas y combustible fluye hacia el motor.

Cuando el interruptor está colocado en la posición OFF, la válvula principal de cierre, cierra el flujo y

las bomba(s) reforzadoras eléctricas se apagan. La energía eléctrica es suministrada por la barra esencial 28 VDC, y el circuito es protegido por los cortacircuitos marcados FUEL VALVES, LH BOOST PUMP y RH BOOST PUMP.

(2) Interruptor del Combustible de Arranque. El interruptor marcado FUEL START (combustible de arranque) de dos posiciones ON/OFF, está ubicado en el panel del motor en el pedestal (figura 2-6). Cuando el interruptor está en la posición ON, la válvula de solenoide del combustible de arranque es activada cuando se aprieta el gatillo de arranque. Cuando el interruptor FUEL START está en la posición OFF, la válvula solenoide de encendido es desactivada, aunque se apriete el interruptor de arranque. La energía eléctrica es suministrada por la barra esencial 28 VDC y el circuito es protegido por el cortacircuito IGNITION SYSTEM IGNITER SOL (solenoide del sistema de ignición).

(3) Control del Combustible.

a. El flujo de combustible y el modo de operación es controlado por interruptores en el panel del motor en el pedestal (figura 2-6). El panel contiene el interruptor MAIN FUEL ON/OFF o FUEL ON/OFF, START FUEL ON/OFF), dos interruptores INT FUEL TRANS PUMP o INT AUX FUEL (bombas de transferencia) y el interruptor GOV AUTO/EMERG (mando automático/emergencia del gobernador). El cambio al modo de emergencia se ejecuta, retardando el acelerador al tope de marcha o posición apagado y colocando el interruptor del gobernador GOV AUTO/EMER a la posición EMER. En esta posición, el flujo de combustible hacia el motor es controlado manualmente, sin ninguna función automática, con el uso del acelerador.

b. Indicador de la Cantidad de Combustible. El indicador de la cantidad de combustible está ubicado en la parte superior central del panel de instrumentos (figura 2-4). Este instrumento es un receptor electrónico transistorizado, que indica constantemente la cantidad de combustible en libras. El indicador está conectado a tres transmisores que están montados en las celdas de combustible, dos en la celda delantera derecha y el tercero en la celda central trasera. Para obtener la cantidad de combustible en libras, hay que multiplicar la lectura del instrumento por 100. La energía eléctrica se suministra por el sistema de corriente alterna de 115 VAC y el circuito es protegido por el cortacircuito del indicador de marcado FUEL QTY (cantidad de combustible), situado en el panel de cortacircuitos de corriente alterna.

c. *Interruptor de botón para probar el indicador de combustible.* El botón marcado FUEL GAGE TEST (figura 2-4) se utiliza para probar el indicador de la cantidad de combustible. El apretar el botón, causa que la aguja del indicador se mueva de la medida actual a una medida menor. El soltar el botón, causa que la aguja vuelva a su medida actual. El circuito recibe energía del sistema de 155 VAC y está protegido por un cortacircuito marcado FULL QTY en el panel de cortacircuitos AC.

d. *Indicador de la Presión del Combustible.* El indicador de la presión de combustible indica la presión en psi del combustible que las bombas reforzadoras envían a la bomba de combustible del motor (figura 2-4). La energía eléctrica es suministrada por el sistema de corriente alterna de 28 VAC y el circuito eléctrico es protegido por el cortacircuito FUEL PRESSURE (presión del combustible), ubicado en el panel de cortacircuitos de corriente alterna.

e. *Luz de Precaución de Baja Cantidad de Combustible.* La luz de precaución 20 MINUTE FUEL CAUTION LIGHT (baja cantidad de combustible o la luz de precaución de 20 minutos de combustible) se iluminará cuando quedan aproximadamente 170 libras de combustible. La iluminación de esta luz no significa que queda un tiempo definido antes de que se acabe el combustible, sino que indica la existencia de una condición de poco combustible. La energía eléctrica se suministra por la barra esencial 28 VDC y el circuito es protegido por el cortacircuito marcado CAUTION LIGHTS.

NOTA

Los sistemas de precaución de baja cantidad de combustible alertan al piloto de que el nivel de combustible en el tanque ha alcanzado un nivel específico (capacidad). Las diferencias en las densidades de combustible debido a la temperatura y combustible variarán el peso del combustible restante y el tiempo real que el motor de la aeronave tiene para operar. Las diferencias en los regímenes de consumo de combustible, la actitud de la aeronave y la condición operacional del subsistema de combustible también afectarán el tiempo real que tiene el motor de la aeronave para operar.

f. *Luces de Precaución de las Bombas Reforzadoras.* Las luces de precaución LEFT FUEL BOOST (bomba reforzadora izquierda) y RIGHT FUEL BOOST derecha se iluminarán cuando la bomba izquierda o derecha respectivamente falle de bombear combustible. La energía eléctrica es suministrada por la barra esencial 28 VDC. El circuito eléctrico es protegido por los cortacircuitos CAUTION LIGHTS, RH FUEL BOOST PUMP y LH FUEL BOOST PUMP. En helicópteros de número de serie anteriores al 69-15292 se usa un cortacircuito FUEL TANK SUMP PUMP (bomba reforzadora de combustible de cárter) en vez de RH BOOST PUMP o LH BOOST PUMP.

2-27. SISTEMA DE COMBUSTIBLE AUXILIAR.

Se han proporcionado aditamentos completos para la instalación del equipo de combustible auxiliar en el compartimiento de carga. Dos celdas de 150 galones de tipo vejiga, pueden ser instalados en el mamparo posterior y a la estructura de soporte de la transmisión. Esto permite el reabastecimiento del helicóptero con 300 galones U.S. adicionales. (Tabla 2-1).

a. *Interruptores de Transferencia.* Dos interruptores marcados AUX FUEL LEFT (combustible auxiliar interno izquierdo) y AUX FUEL RIGHT (combustible auxiliar interno derecho) están ubicados en el panel del motor en el pedestal. El mover los interruptores hacia delante activa el sistema de combustible auxiliar. El combustible se transfiere hacia las celdas principales. Un interruptor flotante limitador de sobrelleno es incorporado en las celdas principales el cual evita automáticamente el desborde de combustible en las celdas principales por el sistema auxiliar. La potencia para el sistema es suministrada por la barra esencial DC y está protegida por el cortacircuito de bombas de transferencia del combustible FUEL TRANS PUMP.

b. Luz de Precaución, Combustible Auxiliar Bajo. Cuando una de las celdas de combustible auxiliar se queda completamente vacía, enciende la luz de precaución AUX FUEL LOW (combustible auxiliar bajo). Las luces de precaución se iluminarán solamente cuando los interruptores de transferencia de combustible estén hacia adelante, y las celdas auxiliares estén completamente vacías. La energía es suministrada por la barra esencial 28 VDC y el circuito es protegido por el cortacircuito, CAUTION LIGHTS.

SECCIÓN V. CONTROLES DE VUELO

2-28. DESCRIPCIÓN. El sistema de control de vuelo es del tipo mecánico positivo asistido por potencia hidráulica, accionado por mandos convencionales de helicóptero. Se provee controles completos para el piloto y copiloto. El sistema incluye un sistema del control cíclico, un sistema del control colectivo, un sistema de control del rotor de cola, compensador de gradiente de fuerzas o resistencia artificial FORCE TRIM, elevador sincronizado y una barra estabilizadora.

2-29. SISTEMA DEL CONTROL CÍCLICO. El sistema es operado mediante el movimiento de la

palanca del control cíclico (figura 2-5). Un movimiento de cíclico en cualquier dirección, produce un movimiento correspondiente del helicóptero (desplazamiento direccional), como resultado del cambio que se introduce en el plano de rotación del rotor principal. El control cíclico del piloto tiene el botón de soltar la carga externa, interruptor de gatillo del transmisor de radio interfono, interruptor del control de tiro (armamento), interruptor para la grúa y el botón del compensador de fuerzas (resistencia artificial). Se puede variar la fricción de la palanca, apretando a mano el ajuste de fricción.

a. *Elevador Sincronizado.* El elevador sincronizado (figura 2-1), está colocado en el botolón de cola. Está conectado por medio de tubos y eslabones mecánicos al sistema de movimiento hacia adelante y hacia atrás del cíclico. El movimiento hacia adelante o hacia atrás del control cíclico produce un cambio de actitud en el elevador sincronizado. Esto mejora el control del helicóptero dentro de los límites del centro de gravedad.

b. *Barra Estabilizadora.* La barra estabilizadora está montada en el conjunto del cubo del rotor principal en un plano paralelo superior y a 90° de las palas del rotor principal. Las fuerzas de inercia y la acción giroscópica de la barra, produce una fuerza de amortiguación al sistema de control giratorio del rotor y de este modo al rotor principal. Cuando ocurre un desplazamiento angular del helicóptero/mástil, la barra tiende a permanecer en su plano centrado o posición inicial. El tiempo de reacción en el cual el plano rotacional de la barra tiende a regresar la barra a la posición perpendicular del mástil es regulado mediante amortiguadores hidráulicos. Ajustando los amortiguadores, se puede obtener estabilidad dinámica positiva, y todavía permite al piloto control absoluto del helicóptero.

2-30. SISTEMA DEL CONTROL COLECTIVO.

La palanca de control de cambio de paso, controla el vuelo vertical (figura 2-5). Cuando la palanca está en su posición más baja, el paso del rotor principal está en su valor mínimo. Por el contrario, cuando la palanca está en su posición más alta, el paso está en su valor máximo. El movimiento de la palanca determina el ángulo de ataque y la sustentación que produce el rotor principal, resultando en el ascenso o descenso del helicóptero. Se puede variar la resistencia de la palanca, moviendo a mano el ajuste de fricción (figura 2-5). La palanca de cambio de paso del colectivo tiene instalado un acelerador de tipo de mango y una caja de interruptores, ambos colocados en su parte superior. La caja de interruptores del piloto tiene un interruptor marcado STARTER SWITCH (gatillo del arranque), GOV RPM DEC/INCR SWITCH (interruptor de las RPM del gobernador), IDLE STOP

SWITCH (botón para soltar el tope de marcha), y los interruptores de las luces de aterrizaje y búsqueda. En el piso, debajo de la palanca del colectivo del piloto, se encuentra un cable para asegurar el colectivo en la posición baja. La caja de interruptores del copiloto solo tiene el acelerador tipo mango, interruptor GOV RPM DEC/INCR SWITCH (aumentar o disminuir las RPM del gobernador), y cuando instalado el interruptor tipo gatillo del arranque. El sistema de control del colectivo tiene incorporado un tipo de resistencia (artificial) que hace que sea necesario una fuerza de ocho o diez libras para mover la palanca de su posición neutral, a mitad de recorrido, con asistencia hidráulica.

2-31. SISTEMA DEL ROTOR DE COLA. El sistema del rotor de cola se opera con los pedales de antitorque del piloto y copiloto (figura 2-5). Empujando un pedal cambia el paso del rotor de cola resultando en control direccional del helicóptero. Los ajustadores en los pedales permiten ajustar la distancia de los pedales para la comodidad individual. El sistema de compensación de fuerza (artificial) está conectada a los mandos direccionales.

2-32. SISTEMA DE LA RESISTENCIA ARTIFICIAL. Los mandos de controlar dirección con los pedales y con el cíclico tienen incorporados unos mecanismos de centrado. Este equipo está instalado entre el bastón del cíclico y su servoactuador hidráulico, y entre los pedales de antitorque y su servoactuador hidráulico. Estos mecanismos incorporan una gradiente de fuerza o sensación (resistencia) al control cíclico y los pedales. El interruptor para encender y apagar el sistema del compensador o fuerza artificial FORCE TRIM ON/OFF, está instalado en el panel misceláneo del pedestal (figura 2-6). Esta fuerza se puede interrumpir apretando el botón de FORCE TRIM en el mango del control cíclico o apagándolo con el interruptor de FORCE TRIM en el pedestal.

SECCIÓN VI. SISTEMA HIDRÁULICO

2-33. DESCRIPCIÓN. El sistema hidráulico se usa para disminuir la fuerza requerida por el piloto

para accionar los mandos del control cíclico, colectivo y los pedales de antitorque. Una bomba

hidráulica, montada e impulsada por la transmisión, suministra presión a los servos hidráulicos. Los servos hidráulicos son conectados al sistema mecánico del control de vuelo del helicóptero. Cualquier movimiento de los controles causa que una válvula (en el sistema correspondiente) abra y permita la entrada de la presión hidráulica, la cual mueve el cilindro, reduciendo así la carga de fuerza requerida para el movimiento del control. Las válvulas irreversibles están instaladas en los servos hidráulicos del control cíclico y colectivo para evitar contrareacción del rotor principal a los mandos en caso de una falla del sistema hidráulico.

2-34. INTERRUPTOR DE CONTROL HIDRÁULICO. El interruptor de control hidráulico está colocado en el panel de control misceláneo (figura 2-6). Este interruptor tiene dos posiciones marcadas HYD CONTROL ON/OFF (encendido y apagado). Cuando el interruptor se coloca en la posición ON (prendido), se suministra presión hidráulica al sistema de servos. Cuando se coloca en la posición OFF (apagado), la válvula solenoide se cierra y no se suministra presión hidráulica al sistema. El interruptor es del tipo a prueba de fallas, ya que necesita potencia eléctrica para apagar el sistema.

2-35. DEPÓSITO E INDICADOR DE NIVEL DE ACEITE. El depósito hidráulico es del tipo alimentado por gravedad y está colocado en el borde posterior derecho del techo de la cabina (figura 2-10). El indicador visual del nivel del líquido hidráulico queda visible por una ventanilla de plástico en el carenado de la transmisión.

SECCIÓN VII. SISTEMA DE TREN DE POTENCIA

2-39. TRANSMISIÓN. La transmisión está montada delante del motor y está conectada al eje de potencia del motor por medio del eje impulsor principal a la parte fría delantera del motor. Básicamente, la transmisión es una caja de reducción de engranajes que transmite la potencia del motor, a revoluciones reducidas, al sistema del rotor. La transmisión incorpora una unidad de desembrague que permite la desconexión rápida del motor, en caso de que falle el motor. Esto permite que el rotor principal y de cola sigan girando para efectuar aterrizajes seguros de autorrotación. El eje del rotor de cola se encuentra en la parte baja posterior de la transmisión. Se transmite potencia al rotor de cola por una serie de ejes impulsores y cajas de engranajes. El generador tacómetro del rotor, la

2-36. FILTRO HIDRÁULICO. Los helicópteros anteriores al número de serie 68-16050 tienen instalado un filtro de tubería, sin indicador visual de obstrucción del filtro. Los helicópteros con número de serie 68-16050 y subsiguientes, así como los anteriores que tengan la modificación, tienen instalado un sistema de filtro mejorado. Una vez que el filtro se obstruye, se produce una señal de aviso, levantando un indicador tipo botón rojo. El botón sube cuando la presión diferencial a través del elemento en el filtro excede cierto límite. Una vez que este botón sube, permanecerá visible hasta que se baje manualmente. Una vez bajado, queda escondido y no se ve. Una ventanilla de plástico transparente para inspección puede ser instalada que permitiría acceso visual al indicador del filtro. La ventanilla está situada en el mamparo al frente de la transmisión.

2-37. LUZ DE PRECAUCIÓN DE BAJA PRESIÓN. Una baja presión del sistema hidráulico será indicada por la iluminación del segmento presión hidráulica HYD PRESSURE en el panel de precaución. También, se notará resistencia o retroalimentación moderada en los controles cuando se mueven.

2-38. CIRCUITO ELÉCTRICO. La energía eléctrica para el sistema hidráulico es suministrada por la barra esencial 28 VDC. El circuito es protegido por el cortacircuito del sistema hidráulico (HYD CONT).

bomba hidráulica y el generador principal de corriente continua (DC) están montados en la transmisión y son impulsados por la misma. La lubricación de la transmisión se lleva a cabo mediante un sistema de lubricación a presión independiente incorporado en la transmisión. El aceite es enfriado por un radiador y una turbina ventiladora. Los enfriadores de aceite del motor y la transmisión usan la misma turbina ventiladora. El sistema de aceite incorpora una válvula termostática con capacidad de desvío. La transmisión también incorpora un indicador visual del nivel de aceite y tapón magnético de partículas metálicas. Un filtro de aceite interno está localizado en el lado derecho en la esquina superior trasera con aberturas de entrada y salida internas. El filtro tiene una válvula de desvío para el flujo

continuo del aceite en caso de una obstrucción de las mallas. El filtro externo de la transmisión está ubicado en el lado derecho en el compartimiento del gancho, y es conectado a la línea de externa. En helicópteros equipados con (ODDS) un monitor de escombros con flujo completo, junto con un detector integrado de partículas reemplaza el filtro de aceite integrado. Este filtro tiene una válvula de desvío para asegurar flujo del aceite en caso de que se haya obstruido. En caso de desvío, un botón rojo se extenderá en la parte superior del filtro. En helicópteros equipados con ODDS, el filtro externo está calificado hasta 3 micrones.

2-40. CAJAS DE ENGRANAJES.

a. *Caja de Engranaje Intermedia - 42 grados.* La caja de engranajes intermedia de 42 grados se encuentra ubicada en la base de la aleta vertical al botalón de cola. Esta provee un cambio de 42 grados del eje impulsor del rotor de cola sin cambiar las revoluciones. La caja de engranaje tiene un sistema de aceite de cárter húmedo. La caja también incorpora un indicador visual del nivel del aceite, ventilador, tapa y tapón magnético detector de partículas metálicas (figura 2-10).

b. *Caja de Engranaje del Rotor de Cola - 90 grados.* La caja de engranaje de 90 grados está ubicada en la parte superior de la aleta vertical. Esta provee un cambio de 90 grados del eje impulsor al rotor de cola y reducción de las RPM del eje impulsor. La caja de engranaje tiene un sistema de aceite de cárter húmedo. La caja también incorpora un indicador visual del nivel de aceite, tapa ventilada y tapón magnético detector de partículas metálicas.

2-41. EJES IMPULSORES.

a. *Eje Impulsor Principal.* El eje impulsor principal conecta el árbol de salida del motor al cuello de entrada de la transmisión.

b. *Eje Impulsor del Rotor de Cola.* El eje impulsor del rotor de cola consiste de seis ejes y cuatro conjuntos de montajes de cojinetes suspendidos. Estos conjuntos y las cajas de engranajes de 42 y 90 grados conectan el árbol de salida de la transmisión al rotor de cola.

2-42. INDICADORES Y LUCES DE PRECAUCIÓN.

a. *Indicador de Presión de Aceite de la Transmisión.* El indicador de presión de aceite de la transmisión TRANS OIL se encuentra en la parte central del panel de instrumentos (figura 2-4). El instrumento recibe las indicaciones del transmisor

de presión de la transmisión expresadas en libras por pulgada cuadrada (PSI). El circuito recibe energía eléctrica de la barra esencial 28 VAC, y es protegido por el cortacircuito de la transmisión XMSN, colocado en el panel de cortacircuito AC.

b. *Luz de Precaución de Baja Presión del Aceite de la Transmisión.* El segmento aceite de la transmisión XMSN OIL PRESS del panel de precaución iluminará cuando la presión del aceite baja a más o menos 30 psi. El circuito recibe electricidad de la barra esencial y es protegido por el cortacircuito luces de precaución CAUTION LIGHTS del panel de precaución.

c. *Indicador de Temperatura del Aceite de la Transmisión.* El indicador de temperatura del aceite de la transmisión está colocado en la parte central del panel de instrumentos. El indicador es conectado a un bulbo de resistencia que transmite eléctricamente al indicador las señales de temperatura. Las lecturas se expresan en grados centígrados. El circuito recibe electricidad de la barra esencial, y es protegido por el cortacircuito marcado indicador de temperatura turbina y transmisión TEMP IND ENG & XMSN. Este sistema es de tipo bulbo mojado, el cual es un sistema que necesita fluido para indicaciones válidas.

d. *Luz de Precaución de Alta Temperatura del Aceite de la transmisión.* El segmento XMSN OIL HOT (aceite de la transmisión caliente) del panel de precaución se iluminará cuando la temperatura del aceite en la transmisión excede 110°C (230°F). El circuito recibe energía eléctrica de la barra esencial y es protegido por el cortacircuito del panel de precaución CAUTION LIGHTS. Este sistema es de tipo bulbo mojado, el cual es un sistema que necesita fluido para indicaciones válidas.

e. *Detectores de Partículas de la Transmisión y Cajas de Engranajes.*

(1) Luz de Precaución del Detector de Partículas. En el tapón de drenaje del cárter de la transmisión, y en las cajas de engranajes de 42° y 90° hay instalados unos detectores magnéticos. En helicópteros equipados con ODDS, el detector de partículas forma parte integral del minotr de escombros en flujo completo. Cuando se acumulan suficientes partículas metálicas para cerrar el circuito eléctrico se ilumina la luz de precaución CHIP DETECTOR (detector de partículas). Los tapones de drenaje tienen una válvula de muelle de cierre automático que permiten que se quiten los detectores sin pérdida de aceite. El circuito recibe energía eléctrica de la barra esencial, y es protegido

por el cortacircuito del panel de precaución CAUTION LIGHTS.

(2) Interruptor del Detector de Partículas. El interruptor del CHIP DET, está instalado en el panel de control misceláneo del pedestal (figura 2-6). El interruptor tiene tres letreros marcados BOTH (ambos), XMSN (transmisión) y TAIL ROTOR (rotor de cola) y es centrado por un muelle en la posición BOTH. Cuando se ilumina la luz de precaución

CHIP DET, hay que mover el interruptor a las posiciones de XMSN o TAIL ROTOR para determinar en que área se encuentra el problema. La luz de precaución se quedara iluminada cuando se seleccione el componente contaminado por las partículas metálicas. La luz se apagará si el componente seleccionado no es el contaminado.

SECCIÓN VIII. ROTORES

2-43. ROTOR PRINCIPAL.

a. Descripción. El rotor principal es semirrígido de dos palas de tipo sube y baja. Los dos tipos de palas son de metal y material compuesto y no se deben entremezclar. Las dos palas están conectadas a un yugo común por medio de unas agarraderas de pala y los cojinetes de cambio de paso con bandas de tensión y torsión que contrarrestan las fuerzas centrífugas. El conjunto del rotor está conectado a un mástil y asegurado con una tuerca. La tuerca provee un ojal para permitir el levantar el helicóptero con una grúa. Una barra estabilizadora está montada en los munones (trunions) a 90° de las palas. El cambio de paso de las palas se lleva a cabo por el movimiento de los controles del colectivo y el cíclico. El rotor es impulsado por la transmisión por medio del mástil. El mástil está inclinado 5 grados hacia el frente del helicóptero.

a.. Resorte del Cubo. Como una ayuda en controlar el aleteo del rotor, un equipo de resorte de cubo ha sido instalado en el sistema del rotor en esos helicópteros modificados por MWO55-1520-142-50-1. Dos resortes

elastoméricos independientes, están montados a un apoyo fijo al mástil. Los resortes proveen un margen de seguridad adicional en caso de una excursión inadvertida del helicóptero de más allá del límite de vuelo aprobado.

b. Indicador de RPM. El indicador de RPM es parte del tacómetro doble (figura 2-4). La escala interior registra las revoluciones del rotor principal y la aguja está marcada con letra "R".

2-44. ROTOR DE COLA. El rotor de cola es de dos palas del tipo semirrígido de articulación en delta. Cada pala está conectada a un yugo común por medio de agarraderas de pala y cojinetes de cambio de paso. El conjunto del cubo y las palas están montados al eje del rotor de cola por una bisagra de yugo tipo delta y topes estáticos para reducir el aleteo del rotor. El cambio de paso del rotor de cola se efectúa moviendo los pedales antitorque los cuales son conectados al sistema de control de paso por medio de la caja de engranajes de 90° del rotor de cola. Este cambio de paso de las palas, sirve para compensar el efecto de torque y proveer control direccional.

SECCIÓN IX. SISTEMAS UTILITARIOS

2-45. CALENTADOR DEL TUBO PITOT. El tubo pitot incorpora un calentador eléctrico (figura 2-1). El interruptor del calentador PITOT HRT está montado en la consola superior (Fig. 2-5). La posición del interruptor ON (prendido) enciende el calentador evitando que se forme hielo en el tubo pitot. La posición OFF (apagado) apaga el ca-

lentador del tubo. El circuito recibe potencia de la barra esencial y es protegido por el cortacircuito PITOT TUBE HTR (calentador del tubo pitot).

2-46. RECEPTÁCULO PARA MANTAS ELÉCTRICAS. Existen dos o seis receptáculos que suministran 28 VDC para las mantas eléc-

tricas. Estos conectores están situados dentro de la estructura del techo de la cabina, alineados con el borde delantero de la montura de la transmisión.

La barra no esencial es la que suministra la energía eléctrica para los receptáculos y el circuito es protegido por cortacircuitos marcados HEATED BLANKET (manta calentadoras).

2-47. CAJA DE MAPAS. En el extremo posterior del pedestal central, existe una caja de mapas para almacenar cartas, informes de vuelo, libro de vuelo, etc (Fig. 2-5).

2-48. CORTINAS DE OSCURECIMIENTO.

Existen aditamentos, para la instalación de cortinas para oscurecer el helicóptero, detrás de los asientos del piloto y copiloto y entre las secciones delantera y trasera de la cabina. Otras cortinas se pueden instalar sobre las ventanillas en las puertas de carga y sobre las ventanillas del pilar de las puertas.

2-49. GANCHOS PARA BOTELLAS DE SUE- ROS

Se han instalado seis (6) ganchos dentro del techo de la cabina para colgar botellas de sueros de sangre para acceso fácil de los asistentes médicos, para la administración de sangre a pacientes en camillas durante el vuelo.

2-50. ESPEJO RETROVISOR DE LA CARGA EXTERNA.

El espejo retrovisor se puede instalar debajo de la ventana inferior derecha de la nariz del helicóptero para darle al piloto visibilidad sin obstrucción de la carga externa. El espejo puede ser desmontado y almacenado en el compartimiento de calefacción, cuando el equipo está instalado.

SECCIÓN X. CALEFACCION Y VENTILACION

2-52. SISTEMA DE VENTILACIÓN.

a. *Descripción.* El sistema de ventilación consiste de cuatro tomas de aire exteriores controladas independientemente. Dos entradas de aire de orificio singular están situadas en la parte superior de la cabina y dos entradas de aire de orificio doble, en la parte superior del compartimiento de carga y pasajeros. La cantidad de aire que penetra a través de los ventiladores puede ser regulada por una válvula de mariposa.

b. *Operación.* Gire el control de la válvula de mariposa a la posición deseada para obtener aire

2-51. LIMPIAPARABRISAS.

PRECAUCION

No opere los limpiaparabrisas en un parabrisas seco o sucio.

a. Dos limpiaparabrisas han sido instalados, uno al lado derecho y otro al lado izquierdo.

b. Los limpiaparabrisas son impulsados por motores eléctricos que reciben su energía del sistema DC y están protegidos por los cortacircuitos marcados WINDSHIELD WIPER PILOT y WINDSHIELD WIPER COPILOT (limpiaparabrisas del piloto y copiloto) en el panel de cortacircuitos DC.

c. El interruptor de los limpiaparabrisas tiene cinco posiciones: HIGH (alto), MED (medio), LOW (bajo), OFF (apagado) y PARK (estacionado) (figura 2-5). El interruptor se encuentra en el panel MISC (misceláneo) de la consola superior.

d. El panel también tiene un interruptor selector que permite seleccionar la operación del limpiaparabrisas deseado, del piloto, copiloto o ambos a la misma vez.

ambiental durante el vuelo.

2-53. SISTEMA DE CALEFACCIÓN Y DESCONGELACIÓN

Hay tres sistemas diferentes que pueden estar instalados en estos helicópteros. Estos son: el calentador de aire sangrado, calentador por combustión y recuperador de calor de los gases de escape auxiliar. Cada uno de los sistemas se describe separadamente en los párrafos que continúan.

a. *Sistema de Calefacción y Descongelación de Aire Sangrado.* Hay algunas diferencias en los

sistemas de calefacción de aire sangrado. Las tres diferencias se muestran en la figura 2-7 con la siguiente excepción: en helicópteros con números de serie antes de 65-9565 tienen salidas de calefacción debajo de los asientos; series subsiguientes tienen puertos de salidas en la parte trasera del pedestal en lugar de debajo del asiento.

Estos sistemas usan aire sangrado comprimido del motor para calentar el aire. La potencia eléctrica para la operación de los controles es suministrada por la barra esencial y el circuito es protegido por el cortacircuito CABIN HEATER CONT (control del calentador de cabina). En helicópteros con números de serie del 66-16888 a 70-16518, la temperatura es controlada por un termostato ubicado en el pilar derecho de la puerta. En helicópteros con número de serie 71-20000 y subsiguientes el circuito es protegido por dos cortacircuitos marcados CABIN HEATER OUTLET VALVE (válvula de salida de calentador de cabina) y CABIN HEATER AIR VALVE (válvula de aire calentador de cabina). Refiérase a la figura 2-7 para los controles y sus funciones.

b. *Sistema de Calefacción/Descongelamiento por Combustión.* Cuando está instalado el calentador de combustión, se dispone de una combinación de aire sangrado y de calor por combustión para la calefacción. Se puede usar aire sangrado para descongelación y calor del calentador de combustión para calefacción, o solamente calor de combustión para descongelación con el aire sangrado apagado. El interruptor marcado MAIN FUEL (combustible principal) debe estar en su posición ON actuando la bomba reforzadora derecha para suministrar combustible al quemador del sistema de calefacción (figura 2-6). Un interruptor de purga mantiene funcionando los ventiladores después de apagar el quemador para evitar

el sobrecalentamiento del sistema, debido al calor residual. Si la presión de aire proporcionada por los ventiladores baja demasiado, el calentador de combustión se apaga automáticamente. Un interruptor de sobrecalentamiento apaga automáticamente el quemador si ocurriese una falla y el ciclo de prendido debe repetirse para reencender el quemador. En el caso que ocurra una caída de presión del ventilador el interruptor de presión de aire dispara un relé que apaga el quemador de combustión automáticamente. Potencia eléctrica para operar los controles de calefacción es suministrada por la barra esencial y protegida por el cortacircuito marcado CABIN HEATER CONT. Refiérase a la Figura 2-7 para ver los controles y su función.

c. *Recuperador de Calor de los Gases de Escape Auxiliar.* El sistema auxiliar consiste de un recuperador térmico y un ventilador (impulsado por aire sangrado) que circula el aire por el recuperador. Una válvula de mezcla mantiene el aire a la temperatura deseada. Los controles consisten del panel de control de calefacción (figura 2-7), un selector termostático situado en el pilar de la puerta derecha y la palanca de control en el pedestal.

SECCIÓN XI. SISTEMA DE SUMINISTRO Y DISTRIBUCION DE CORRIENTE ELÉCTRICA

2-54. DISTRIBUCIÓN DE CORRIENTE AC Y DC.

La figura 2-8 es un esquema general de la distribución de corriente AC y DC. La corriente directa DC es suministrada por: la batería, generador principal, motor de arranque/generador auxiliar o por el receptor de corriente externa. La corriente alterna de 115 VAC, es suministrada por el inversor principal o el de repuesto. La corriente eléctrica de 28 VAC, es suministrada por el transformador de 28 VAC, que recibe su corriente de los inversores.

2-55. SISTEMA DEL SUMINISTRO DE CORRIENTE DC.

El sistema de corriente directa, es monofásico con el polo negativo del generador conectado a la estructura del helicóptero. El voltaje del generador principal varía de 27 a 28.5, dependiendo de la temperatura ambiental promedio. En caso de que el generador principal falle, la barra no esencial es automáticamente desactivada. El piloto puede anular esta acción

automática, colocando el interruptor de la barra NON-ESS-BUS (barra no esencial), que está en el panel de control DC POWER (corriente directa) en la posición MANUAL ON (prendido manual).

2-56. TOMA DE CORRIENTE EXTERNA. El receptor de la corriente externa (figura 2-1) transmite la corriente eléctrica de la GPU (unidad de corriente auxiliar) al sistema de distribución de corriente eléctrica del helicóptero. Se recomienda el uso de una GPU de 7.5 KW para arranques con corriente externa.

2-57. BATERÍA.

ADVERTENCIA

Si la batería se sobrecalienta, no abra el compartimiento de la batería. El fluido de la batería causa quemaduras. Una batería sobrecalentada, puede causar quemaduras térmicas y puede explotar.

La batería suministra aproximadamente 24 VDC al sistema de distribución de corriente eléctrica cuando los generadores y la fuente auxiliar no están en operación.

2-58. GENERADOR PRINCIPAL Y MOTOR DE ARRANQUE/ GENERADOR AUXILIAR. El generador principal de 30 voltios y 300 amperios, está montado en la transmisión y es impulsado por ésta. Un motor de arranque/generador auxiliar con una capacidad nominal de 300 amperios, está montado en la sección de accesorios del motor y suministra corriente eléctrica en caso que falle el generador principal.

2-59. INDICADORES Y CONTROLES DE CORRIENTE DC.

a. *Interruptor del Generador Principal.* El interruptor MAIN GEN (generador principal), está ubicado en el panel de control de corriente continua de la consola superior (figura 2-5). En la posición ON, el generador suministra corriente eléctrica al sistema de distribución. En la posición RESET (reponer), el interruptor es accionando por un resorte que lo vuelve a la posición OFF. Para reponer el generador, se debe colocar el interruptor en la posición RESET momentáneamente, y luego a la posición ON. Cuando se coloca en la posición OFF, el generador queda desconectado del sistema

eléctrico. El circuito eléctrico es protegido por el GEN & BUS RESET (generador y reposición de barra) en el panel de cortacircuitos DC.

b. *Interruptor de la Batería.* El interruptor de la batería está ubicado en el panel de control de corriente directa (Figura 2-5). En la posición ON permite a la batería suministrar corriente al sistema de distribución. La posición ON también permite que la batería sea cargada por el generador principal. La posición OFF desconecta la batería del sistema eléctrico.

c. *Interruptor del Motor de Arranque/Generador Auxiliar.* El interruptor del STARTER GEN (motor de arranque/generador auxiliar), está colocado en el panel de control de corriente directa (figura 2-5). En la posición START permite que funcione como un arrancador. En la posición de GEN permite que funcione como un generador.

d. *Interruptor de la Barra no Esencial.* El interruptor de la barra no esencial está ubicado en el panel de control de corriente directa (figura 2-5). En la posición de NORMAL ON (prendido normal), permite que la barra no esencial reciba corriente DC del generador principal. La posición MANUAL ON (prendido manual), permite que la barra esencial reciba su corriente del motor de arranque/generador cuando falla el generador principal.

e. *Interruptor Selector del Voltímetro DC.* El selector del voltímetro DC VM, está ubicado en el panel de control de corriente directa (figura 2-5). El selector permite medir el voltaje que viene de los siguientes sistemas: BAT (batería), MAIN GEN (generador principal), STBY GEN (motor de arranque/generador), ESS BUS (barra esencial) y NON-ESS BUS (barra no esencial).

f. *Voltímetro DC.* El voltímetro de VOLT DC (corriente directa), está ubicado en la parte central del panel de instrumentos (figura 2-4). El voltaje indicado, corresponderá al circuito seleccionado por el selector del voltímetro DC VM.

g. *Medidor de Carga DC (electrómetro) - Principal y Repuesto.* Dos medidores de carga DC LOADMETER, están ubicados en el parte central inferior del panel de instrumentos (figura 2-4). El medidor del generador principal indica el porcentaje de la corriente nominal del MAIN GEN (generador principal) que se está usando. El medidor del generador de repuesto indica el porcentaje de la corriente nominal del STBY GEN (motor de arranque/generador auxiliar). Ninguno de los dos dará indicación con los generadores fuera de operación.

2-60. PANEL DE CORTACIRCUITOS DC. El panel de cortacircuitos de corriente eléctrica DC, está montado en la consola superior (figura 2-5). En la posición "adentro", los cortacircuitos proveen protección al circuito del equipo instalado. En la posición "afuera", el circuito eléctrico es desconectado. En caso de que cualquiera de los circuitos sufra una sobrecarga, el cortacircuito se disparará automáticamente, desactivando el circuito. Cada cortacircuito tiene su inscripción individual, indicando el circuito que protege. Cada cortacircuito que aplique es descrito en el párrafo que discute el equipo que protege.

2-61. SISTEMA DE SUMINISTRO DE CORRIENTE AC. La corriente alterna ac, es suministrada por dos inversores (figura 2-8). Los inversores reciben su corriente de la barra esencial y son controlados por el panel de control de AC POWER (potencia corriente alterna) (Fig 2-5).

2-62. INVERSORES. Cualquiera de los inversores (principal o auxiliar dependiendo de la selección del piloto) suministra la corriente necesaria de 115 VAC al sistema de distribución. También suministran corriente alterna de 115 VAC al transformador de 28 VAC, que a la vez suministra 28 VAC al equipo correspondiente. La protección del circuito es realizada por los cortacircuitos marcados MAIN INVTR PWR (inversor principal), y SPARE INVTR PWR (inversor auxiliar).

2-63. INDICADORES Y CONTROLES DE LA CORRIENTE AC.

a. *Interruptor de los Inversores.* El interruptor de los inversores está instalado en el panel de control de corriente alterna en la consola superior (fig 2-5). El interruptor estará colocado normalmente en la posición MAIN ON durante el vuelo para activar el alternador principal. En caso que falle el inversor principal el interruptor se puede mover a la posición SPARE ON para activar el inversor auxiliar. La corriente eléctrica es suministrada por la barra esencial y el circuito es protegido por el cortacircuitos INVTR CONT.

b. *Luz de Precaución, Falla AC.* La luz de precaución del INST INVERTER (inversor), se iluminará cuando el inversor usado falla o cuando el interruptor de los inversores está colocado en la posición OFF.

c. *Selector del Voltímetro AC.* El selector AC

PHASE VM (voltímetro de corriente alterna), está colocado en el panel de control de corriente alterna (figura 2-5). El selector permite la selección para medir el voltaje de cualquiera de la tres fases del sistema de 115 VAC. Las tres posiciones del selector son AB, AC y BC. Cada posición indica esa fase respectiva de 115 VAC en el voltímetro AC.

d. *Voltímetro AC.* El voltímetro de corriente alterna, está montado en la parte central inferior del panel de instrumentos (figura 2-4). El voltaje de salida de los inversores (principal o auxiliar), es indicado en el instrumento. El voltaje indicado en cualquiera de las tres posiciones de selección deberá estar entre 112 y 118 VAC.

2-64. PANEL DE CORTACIRCUITOS AC. El panel de los cortacircuitos de corriente alterna se encuentra en el lado derecho del pedestal central (figura 2-5). En la posición "adentro", los cortacircuitos proveen protección al equipo instalado. En la posición "afuera", el circuito eléctrico es desconectado. En el caso de que cualquiera de los circuitos sufran una sobrecarga, el cortacircuito se disparará automáticamente, desactivando el circuito. Cada cortacircuito tiene su inscripción individual, indicando el circuito que protege. Cada cortacircuito que aplique es descrito en el párrafo que discute el equipo que protege.

SECCIÓN XII. SISTEMA DE ILUMINACION

NOTA

Luz visible significa que la luz es visible por el ojo humano sin ayuda artificial. Luz de visores nocturnos NVG, quiere decir que la luz es visible solamente con la ayuda de visores nocturnos.

2-65. LUCES DE POSICIÓN Y NAVEGACIÓN.

Las luces de posición están compuesta de ocho luces visibles y cinco luces NVG (figura 2-1).

a. Luces de Posición Visibles.

(1) *Configuración.* Dos luces rojas están instaladas en el lado izquierdo del fuselaje primario, una sobre la puerta de la cabina y otra debajo. Dos luces verdes están instaladas en el lado derecho del fuselaje primario, una sobre la puerta de la cabina y otra debajo. Dos luces blancas están instaladas en la parte superior del fuselaje primario, más adentro que las luces roja y verde. Una luz blanca es instalada en el centro de la parte inferior del fuselaje primario y otra blanca en la aleta vertical del fuselaje posterior. La energía eléctrica es suministrada por la barra esencial. La protección para el circuito eléctrico es por el cortacircuito marcado NAV LIGHTS (luces de navegación). Algunas luces pueden estar protegidas por el cortacircuito NAV LIGHTS (luces del navegación). Algunas luces de posición pueden ser protegidas por los cortacircuitos FUS LIGHTS.

(2) *Operación de las Luces de Posición Visibles.* Son controladas por los interruptores POSITION (posición) en el panel de la consola superior, marcado EXT LTS (luces exteriores) (figura 2-5). Un interruptor de tres posiciones, permite la selección de STEADY (constante), OFF (apagadas) y FLASH (intermitentes). Otro interruptor de dos posiciones, controla la intensidad de las luces marcado BRIGHT (brillante) y DIM (oscuro). Cuando el interruptor de tres posiciones está en STEADY, las ocho luces están encendidas. En la posición FLASH, en los helicópteros con núm. de serie anteriores al 64-13901, las luces de colores y la luz blanca trasera, encienden alternadamente. En modelos más nuevos, solamente las luces de colores y la blanca en el fuselaje posterior se ponen intermitentes.

b. Luces de Posición NVG.

(1) *Configuración.* Estas luces son invisibles al ojo humano sin ayuda visual. Son diseñadas para proveer y dar información visual de posición, altura y distancia durante un vuelo en formación usando los visores nocturnos NVG u otras operaciones de NVG usando naves múltiples. Las luces se encuentran en la parte izquierda y derecha inferior y superior de las puertas del piloto y copiloto. La luz de posición NVG trasera se encuentra en una montura debajo de la luz de posición visible.

(2) *Operación de las Luces de Posición NVG.* El panel de control para las luces se encuentra en el panel mas delantero del lado izquierdo de la consola superior (figura 2-5). El panel provee cinco posiciones para la intensidad: Apagado (OFF), 1, 2, 3, 4 y BRT (brillante). Las luces son invisibles al ojo humano y tienen que chequearse con los visores nocturnos AN/PVS-5, AN/PVS-6 o AN/PVS-7. Las luces visibles de posición EXT LTS (exteriores) tienen que estar apagadas durante el uso de la luces de NVG. Las luces NVG deben apagarse cuando no están en uso. Las luces NVG no son intermitentes. El cortacircuito NAV protege el circuito.

2-66. LUZ DE ANTICOLISIÓN.

a. *Generalidades.* Una luz de anticollisión, está instalada en la parte superior del fuselaje primario por detrás de la cabina (figura 2-1). La energía eléctrica se suministra por la barra esencial y el circuito eléctrico es protegido por el cortacircuito marcado ANTI COLL LIGHT (luz de anticollisión).

b. *Operación.* Cuando el interruptor marcado ANTI COLL LIGHT (luz de anticollisión) se mueve a la posición ON se ilumina la luz y empieza a rotar. En la posición OFF se desactiva la luz.

NOTA

El filtro infrarrojo de pasabanda (I.R. COVER) está autorizado a estar instalado en la luz de aterrizaje o en la luz de búsqueda o puede ser removido de la aeronave para vuelos

sin visores (NON-NVG), dependiendo de las consideraciones o requisitos operacionales. La operación de ambas luces con el filtro instalado se realiza de igual forma que la de la luz de aterrizaje normal y de la luz de búsqueda, excepto que los visores nocturnos deben ser utilizados. El filtro de pasabanda (PIN EGD-0931-1) no se usará con lámparas que exceden 250 vatios.

2-67. LUZ DE ATERRIZAJE

a. *Generalidades.* La luz de aterrizaje está montada a ras en la parte inferior del fuselaje primario (figura 2-1). La luz puede extenderse o retraer para mejorar la iluminación hacia adelante. La corriente eléctrica DC es suministrada por la barra esencial, y el circuito es protegido por los cortacircuitos marcados LDG LIGHT PWR (potencia de la luz de aterrizaje) y LDG SEARCH LIGHT CONT (control de la luz de búsqueda).

b. *Operación.* La luz se controla, por medio de dos interruptores de dos posiciones situados en la caja de interruptores en el colectivo del piloto (figura 2-5). La posición ON del interruptor de LDG LT (luz de aterrizaje) prende la luz, en la posición OFF se apaga la luz. La posición EXT del interruptor LDG LT EXT OFF RETR extiende la luz a la posición deseada y la posición RETR retrae la luz. La posición OFF para la luz durante el proceso de extender o retraer. La luz para automáticamente en la posición completamente extendida/retraída.

2-68. LUZ DE BÚSQUEDA.

a. *Generalidades.* La luz de búsqueda, está montada al ras en la parte inferior del fuselaje (figura 2-1). La luz se puede extender o retraer, para iluminación en búsqueda. En cualquier posición intermedia del arco de su extensión o retracción, la luz se puede parar y se puede girar a la derecha o izquierda. La corriente eléctrica DC es suministrada por la barra esencial. El circuito es protegido por los cortacircuitos marcados SEARCHLIGHT PWR (potencia de la luz de búsqueda) y LDG & SEARCHLIGHT CONT (control de la luz de búsqueda y aterrizaje).

b. *Operación.* El interruptor SL (luz de búsqueda) del piloto, en la posición ON enciende la luz (figura 2-5). En la posición apagado (OFF), desactiva la

luz. La posición STOW (guardar) retracta la luz dentro del fuselaje.

2-69. LUCES DE TECHO.

NOTA

En las aeronaves modificadas por la MWO 55-1520-210-50-12, si el interruptor de la luz de búsqueda está instalado, no está conectado.

a. *Generalidades.* Las luces de techo proveen iluminación, para la zona de la cabina. La luz delantera es controlada por el interruptor FWD (delante) en el panel de DOME LT (lámparas de techo), cuando está instalado en la consola superior. Cuando el panel de las DOME LT no está instalado, las luces delanteras y traseras son controladas por el interruptor trasero, montado en el techo de la cabina de carga. Las luces traseras, son controladas por el interruptor en el panel AFT DOME LT (luces de techo posteriores), montado en el techo de la cabina de carga. La energía eléctrica necesaria se suministra por la barra esencial 28 VDC y el circuito es protegido por el cortacircuito marcado DOME LIGHTS (luces de techo).

b. *Operación.* Para encender la luz de techo delantera se coloca el interruptor FWD (delantera) en la posición WHITE para la luz blanca, en la posición NVG para las luces verdes y OFF para apagar las luces. El panel posterior de las luces de techo tiene dos interruptores. Las funciones de el interruptor marcado WHITE/OFF NVG es la misma que el interruptor marcado FWD. El movimiento del reóstato a la posición marcado OFF (apagado), MED (medio), BRT (brillante), aumenta y reduce la intensidad de las luces de techo posteriores.

2-70. LUCES DE MAPAS DE LA CABINA.

a. *Generalidades.* Hay dos luces de mapas de la cabina (NVG verde), una sobre la posición del piloto y la otra sobre la posición del copiloto (figura 2-5). Cada luz es controlada individualmente. La corriente es suministrada por la barra esencial y están protegidas por el cortacircuito marcado COCKPIT LIGHTS (luces de cabina).

b. *Operación.* Interruptores de tipo reóstato forman parte del conjunto de la luz. Se aumenta la intensidad de la luz, girando el reóstato en dirección horaria o se disminuye la intensidad girándolo en dirección contrahoraria. Estas luces se usan con visores nocturnos o sin ayuda visual.

2-71. LUCES DE LOS INSTRUMENTOS. El panel de las luces de instrumentos, está ubicado en la consola superior (figura 2-5). Este panel contiene seis interruptores/reóstatos para activar y controlar la intensidad de las luces de los diferentes instrumentos. La función de los interruptores/reóstatos es la misma. En la posición OFF desactiva el circuito, girando el reóstato en dirección horaria, aumenta la intensidad de las luces, mientras que girándolo a la dirección contrahoraria reduce la intensidad. Las luces de todos los instrumentos reciben su corriente eléctrica de la barra esencial de 28 VDC, con la excepción del indicador de actitud del piloto, el RMI del piloto y el inclinómetro que recibe 5 VDC de la barra esencial a través del resistor R24. En helicópteros UH-1H equipados con altímetros radar, el horizonte artificial y RMI del piloto y el indicador de viraje y resbalamiento reciben 5VDC del dispositivo de estado sólido del piloto para suministrar 5VDC del bus esencial de 28VDC. En helicópteros UH-1H equipados con altímetros radar, los instrumentos son iluminados por 28VDC del bus esencial de 28VDC. En las naves UH-1H la iluminación de los instrumentos están protegidos por los cortacircuitos marcados CONSOLE PEDLIGHTS (luces del la consola del pedestal), INST PANEL LIGHTS (luces del panel de instrumentos) e INST SEC LIGHTS (luces seccionales de los instrumentos). En helicópteros UH-1H equipados con altímetros radar, las luces de los instrumentos son protegidas igualmente que los UH-1H, excepto que el cortacircuito PILOT 5 VOLT LIGHTS se incluye dentro de la protección. En los helicópteros UH-1H equipados con altímetros radar, la iluminación de los indicadores HI (alto) y LOW (bajo) y la presentación digital del altímetro radar, son controlados por los reóstatos de las luces del piloto y el co-piloto.

a. Luces de los Instrumentos del Piloto. Estas luces iluminan los siguientes instrumentos: N1 (tacómetro de productor de gases), TORQUEMETER (torquímetro), EGT (indicador de la temperatura de escape de los gases), DUAL TACH (tacómetro doble), indicador de velocidad aérea, reloj, variómetro, indicador de viraje e inclinación, altímetro, indicador de actitud, RMI (indicador radio magnético), DME (equipo medidor de distancia), brújula magnética, caja de interruptores en la palanca del colectivo y el altímetro radar (si instalado). Estas luces están en un mismo circuito, y están controladas por el reóstato, marcado PILOT (piloto), situado en el panel de control INST LTG (luces de instrumentos). El interruptor DIM

controla la intensidad del indicador DME como descrito en la figura 3-23. La protección del circuito es por los cortacircuitos marcados INST PANEL LIGHTS (luces del panel de instrumentos) y el PILOT 5 VOLT LIGHTS (luz del piloto de 5 voltios).

b. En las aeronaves UH-1V cuando el altímetro radar AN/APN-209 está instalado, girando el reóstato del piloto a la posición OFF, suministra máxima iluminación al indicador digital y a las luces de precaución HI y LOW (alto y bajo) en el indicador de altura del piloto y el copiloto. Este aspecto del sistema permite la lectura de los indicadores durante operaciones de día.

c. Luces de los Instrumentos del Copiloto. Las luces de los instrumentos del copiloto, suministran la iluminación de los instrumentos que corresponden a la sección del panel del copiloto. Estos instrumentos son: un indicador de velocidad aérea, indicador de actitud, altímetro, variómetro, RMI (indicador radiomagnético) y radioaltímetro (si está instalado en el UH-1V). Todas las luces forman parte del mismo circuito y se controlan por reóstato marcado COPILOT (copiloto) en el panel de control INST LTG (luces de instrumentos). La protección del circuito se obtiene a través del cortacircuito marcado INST PANEL LIGHTS (luces del panel de instrumentos). La protección para el circuito eléctrico se obtiene por los cortacircuitos marcados INST PANEL LIGHTS (luces del panel de instrumentos) y por el rompe circuito PILOT 5 VOLT LIGHTS (luz del piloto de 5 voltios).

d. Luces de los Instrumentos del motor. Las luces de los instrumentos del motor, suministran iluminación a los siguientes instrumentos: temperatura del aceite de la transmisión, indicador de la cantidad de combustible, presión del aceite de la transmisión, presión del aceite del motor, temperatura del aceite del motor, medidores de carga eléctrica, voltímetro de ac, voltímetro de DC y el indicador de presión de combustible. Cada instrumento está iluminado individualmente y se controla a través de un reóstato, situado en el panel de control de las luces de instrumentos, marcado ENGINE (turbina). El circuito es protegido por el cortacircuito marcado INST PANEL LIGHTS (luces del panel de instrumentos).

e. Luces de Instrumentos Secundarias.

(1) Las cuatro luces secundarias de instrumentos, están repartidas a lo largo de visera del tablero de los instrumentos (figura 2-4) y suministran iluminación secundaria al frente del tablero de instrumentos. Se prenden y se controlan por medio de un reóstato marcado SEC

(seccional) en el panel de control INST LTG (luces de instrumentos). La protección del circuito se obtiene a través del cortacircuito marcado INST SEC LIGHTS (luces seccionales de los instrumentos).

(2) Luz de Utilidad del Pedestal. La luz de utilidad del pedestal es para el uso general pero también provee iluminación para los radios que no están iluminados. La luz es operada por un interruptor de dos posiciones marcado ON y OFF en el panel donde está montada. La intensidad de la luz se controla por un reóstato en el mismo panel. Es protegida por el cortacircuito marcado COCKPIT LTS (luces de cabina) en la consola superior.

f. Luces de Emergencia. Luz de precaución maestra, luz de advertencia de fuego e indicador de RPM bajas. Estas luces vienen equipadas con unas tapas en bisagras con lentes filtrantes para operaciones de NVG. Los indicadores deberán ser destapados durante el vuelo de día.

2-72. LUCES DE LA CONSOLA SUPERIOR.

Las luces del panel de la consola superior suministran iluminación a todos los paneles superiores (figura 2-5). Cada panel es iluminado individualmente y el control de las luces, es por un reóstato marcado CONSOLE (consola) en el panel de control INST LTG (luces de instrumentos). La protección del circuito se obtiene a través del cortacircuito marcado CONSOLE PED LIGHTS (luces de la consola pedestal).

NOTA

Todos los indicadores "oprimir para probar" y los tipo ojo de gato son de tipo de atenuación NVG verde. Se determina cuál es el indicador que esta iluminado de acuerdo con su ubicación, ya que no se usa codificación de color. Adicionalmente, el operador tiene que reubicar todos los indicadores su posición más brillante para asegurar su visibilidad. En los indicadores que aplique, el funcionamiento de la atenuación se puede comprobar durante la inspección de prevuelo para satisfacer las necesidades del operador.

2-73. LUCES DEL PEDESTAL. Las luces del

pedestal proveen iluminación a los paneles de control en el pedestal (figura 2-5). La mayoría de los paneles tienen su propia iluminación y su control se realiza por medio de un reóstato, marcado PED (pedestal) en el panel de control INST LTG (luces de instrumentos). En ciertos paneles las luces internas se han descontinuado. Estos paneles son iluminados por la luz de utilidad de pedestal instalada en la parte posterior del pedestal. La luz puede iluminar cualquier parte del pedestal, ajustando su extensión flexible. La función del prendido, apagado e intensidad de la luz es por medio del control reóstato en el panel donde está instalada la luz. La protección del circuito se obtiene por el cortacircuito marcado CONSOLE PED LIGHTS (luces de la consola pedestal).

2-74. LUZ DEL NIVEL DE ACEITE DE LA TRANSMISIÓN.

Se ha instalado una luz del nivel de aceite para proveer iluminación, cuando se comprueba el nivel del aceite en el indicador visual. Este circuito actúa por medio de un interruptor tipo botón marcado XMSN OIL LEVEL LT (luz del nivel de la transmisión), instalado al lado derecho del mamparo delantero de la transmisión. La corriente eléctrica es suministrada por la batería y la

protección del circuito se obtiene por el cortacircuito de voltímetro de batería, ubicado en el compartimiento del enfriador del aceite o en el compartimiento de radio delantero.

2-75. JUEGO DE BOMBILLAS DE REPUESTO.

El juego de bombillas de repuestos está ubicado al lado izquierdo de la consola superior. El juego contiene bombillas de repuesto para las luces del panel de precaución, luces de los instrumentos, luces del pedestal, la consola superior, luz de precaución maestra, luces de precaución, todas las luces de oprimir para probar, las luces de advertencia de las RPM y fuego y las luces de las lámparas de techo. Todas las bombillas pueden ser reemplazadas sin el uso de herramientas, excepto las lámparas del techo.

SECCIÓN XIII. INSTRUMENTOS DE VUELO

2-76. INDICADORES DE VELOCIDAD. El piloto y copiloto tienen instalado un indicador de velocidad aérea en el tablero de instrumentos, que presenta la velocidad indicada (IAS) en nudos. La IAS es obtenida midiendo la diferencia entre la presión de dinámica del aire en el tubo pitot y la presión estática del aire en los orificios estáticos (figura 2-1).

NOTA

Velocidades indicadas de 20 nudos o menos son inciertas debido al flujo de aire descendente del rotor.

2-77. INDICADOR DE VIRAJE Y DESLIZE. El indicador de viraje e inclinación, indica la condición de deslizamiento del helicóptero, dirección del giro y el régimen de la inclinación (figura 2-4). La bola indica si el helicóptero se encuentra en un deslizamiento. La aguja indica la dirección y el régimen del giro. El circuito recibe corriente eléctrica de la barra esencial y está protegido por el cortacircuito marcado TURN & SLIP IND.

2-78. VARIÓ METRO. El variómetro registra la velocidad vertical (ascenso o descenso) en pies por minuto FPM.

2-79. ALTÍMETRO. El altímetro de presión (ALT), proporciona lecturas directas de la altura sobre el nivel de mar y es accionado por el sistema estático del tubo pitot (figura 2-4). Hay dos

instrumentos instalados, uno para el piloto y otro para el copiloto (Refiérase al capítulo 3 para su operación).

2-80. HORIZONTE ARTIFICIAL.

a. *Horizonte artificial del piloto.* Este instrumento está colocado en la parte del panel de instrumentos que corresponde al piloto (figura 2-4). Indica al piloto la información sobre los ángulos de cabeceo y balanceo del helicóptero. Una banderita indicando OFF se hace visible cuando el instrumento se queda sin energía eléctrica. Sin embargo, la banderita no indica ningún tipo de avería interna que pueda producirse. Este instrumento incorpora un compensador eléctrico en el eje de balanceo, además del compensador normal del eje de cabeceo. La energía eléctrica que recibe el circuito, es suministrada por el inversor de 115 VAC de corriente alterna. El circuito eléctrico, es protegido por el cortacircuito marcado PILOT ATTD (indicador de actitud del piloto) ubicado en el panel de cortacircuitos de AC.

PRECAUCION

El horizonte artificial del copiloto, se debe fijar solo en una actitud recta y nivelada. Nunca jale violentamente la perilla "PULL TO CAGE".

b. *Horizonte Artificial del Copiloto.* El horizonte artificial del copiloto, está montado en el panel de instrumentos que corresponde al copiloto (figura

2-4). Este trabaja por medio del inversor el cual lo provee con 115 VAC de corriente alterna. El circuito eléctrico es protegido por el cortacircuito marcado COPILOT ATTD (indicador de actitud del copiloto) que se encuentra ubicado en el panel de cortacircuitos de AC. En ascensos o descensos con ángulo de cabeceo superior de 27 grados, la barra horizontal quedara bloqueada en la parte superior o inferior de la esfera consecuentemente esta se queda como referencia. El horizonte artificial del copiloto, puede ser bloqueado manualmente halando suavemente el botón PULL TO CAGE, hasta el limite de su recorrido y soltándolo rápidamente.

2-81. INDICADOR DE TEMPERATURA AMBIENTE El indicador de temperatura ambiental FAT, está ubicado en la parte central superior del parabrisas (figura 2-5). Indica lectura directa de la FAT exterior en grados centígrados.

2-82. BRÚJULA MAGNÉTICA. Está instalada en el montaje del borde derecho del panel de instrumentos (figura 2-4). La brújula magnética, indicará una desviación, cuando la luz de aterrizaje, la luz de búsqueda o el tubo pitot se encienden.

2-83. SISTEMA DE DETECCIÓN DE INCENDIO. La luz de aviso de fuego está colocada en la parte superior derecha del panel de instrumentos (figura 2-4). El interruptor botón de prueba (oprimir para probar), está ubicado a la izquierda de la luz y tiene la inscripción prueba del detector de incendio (FIRE DETECTOR TEST). Cualquier temperatura excesiva en el compartimiento del motor iluminará la luz. Oprimiendo el botón de prueba, se conectan todos los detectores en serie, causando que se encienda la luz de aviso para probar el sistema. La corriente eléctrica para el circuito, es suministrada por el sistema de 28 VDC y el circuito eléctrico, es protegido por el cortacircuito marcado FIRE DET (detector de incendio).

2-84. SISTEMA DE AVISO MAESTRO.

NOTA

Las naves son equipadas con dispositivos compatibles para NVG, filtros abisagrados para los indicadores MASTER CAUTION, RPM, y FIRE. Estos filtros tienen que ser descubiertos durante

vuelo en condiciones visuales. Existe una cavidad para guardar el filtro del panel de luces de precaución. Este filtro tiene que ser guardado en su posición retraída cuando no se usa para vuelo NVG. Para retraerlo, levántelo de la parte inferior a una posición vertical, y suavemente deshielo dentro de la cavidad en la parte superior del panel de luces de precaución.

a. *Condiciones de vuelo con visores.*

(1) Se siguen todos los procedimientos que se usan durante condiciones de vuelo visual, excepto que los filtros de la luz de precaución maestra, rpm bajas, fuego y los del panel de precaución se deben colocar sobre estos indicadores.

(2) Cubra los indicadores con los filtros y presione suavemente sobre estos para prevenir que luz salga por los bordes.

(3) Saque, gentilmente, el filtro del panel de precaución de la posición guardada en dirección vertical hasta sacarlo totalmente para después ponerlo sobre el panel de precaución.

b. *Luz de Precaución Maestra.* La luz de precaución maestra, colocada en la parte superior central del panel de instrumentos, se iluminará cuando ocurra una falla. La iluminación de esta alertará al piloto y a el copiloto de que se debe chequear el panel de precaución para determinarse la condición específica.

c. *Panel de Precaución.* El panel de precaución está ubicado en el pedestal al lado del piloto (figura 2-9). Las luces se iluminarán para identificar condiciones específicas de fallas. Las inscripciones en los segmentos de precaución, solo son leíbles cuando iluminados. Una vez que se encienda o parpadea la luz, indicando una condición de falla, esta se queda iluminada hasta que la condición es corregida (Refiérase a la figura 2-9 para una explicación de las luces).

(1) *Interruptor Brillante Tenue.* El interruptor BRIGHT (brillante), DIM (tenue) en el panel de precaución permite al piloto seleccionar manualmente una condición brillante o tenue para todas la luces del panel de precaución y también para la luz maestra de precaución. La posición correspondiente a luz tenue, solo trabajará, cuando las luces de los instrumentos del piloto, están

encendidas. Las luces del sistema de aviso estarán en iluminación brillante después de cada aplicación inicial de corriente eléctrica, cuando las luces de instrumentos del piloto son apagadas, o cuando ocurre una pérdida de corriente eléctrica de la barra esencial.

(2) *Interruptor de Prueba y Reposición.* El interruptor TEST/RESET, permite al piloto reponer manualmente la luz principal de precaución y probar si funcionan todas las luces. Al colocar momentáneamente el interruptor en la posición de RESET, se apagará la luz de precaución maestra y quedará lista para encenderse de nuevo cuando ocurre otra falla. Al colocar el interruptor en la posición TEST (prueba) se encenderán simultáneamente todas las luces del panel y la luz de precaución maestra. Con esto, solo se prueba que las luces se encienden, pero no se detecta cualquier otro fallo del sistema. La prueba de las luces, no afectará ni cambiará las luces que se habían encendido antes de la prueba. Las luces, permanecerán iluminadas, mientras dure la falla a menos que las luces se roten en el panel.

c. *Corriente Eléctrica.* La corriente eléctrica para el sistema de aviso, es suministrada por la barra esencial. El circuito eléctrico, es protegido por el cortacircuito marcado CAUTION LIGHTS.

2-85. SISTEMA DE AVISO DE LAS REVOLUCIONES. Este sistema provee al piloto una advertencia inmediata cuando las revoluciones del rotor y del motor están por debajo o por encima de los límites. Los componentes principales del sistema son: la unidad de detección, luz de aviso, circuito de señal audible, interruptor para anular la señal audible RPM (AUDIO/OFF) y todos los cables y conexiones del circuito. La luz y señal audible de aviso se activan cuando ocurre una de las siguientes condiciones:

a. *Únicamente la luz de aviso:*

(1) Las rpm del rotor son de 329-339 (aviso de rpm altas).

(2) Las rpm del rotor son de 300-310 (aviso rpm bajas).

(3) Las rpm de la turbina son de 6100-6300 (aviso de rpm bajas).

(4) Pérdida de la señal (falla del circuito) del tacómetro del rotor o el de la turbina.

b. *Combinación de señal de luz y audio a la misma vez.*

(1) Las rpm del rotor están de 300-310 y las rpm de la turbina están de 6100-6300 (aviso de rpm bajas).

(2) Pérdida de la señal del generador tacómetro del rotor y el de la turbina (Falla del circuito).

c. *Generador Tacómetro del Rotor y Generador Tacómetro de la Turbina de Potencia.* El generador tacómetro del rotor y de la turbina de potencia envían señales a la Luz de advertencia de rpm altas y bajas y al circuito de precaución de audio. Cuando solamente se ilumina la Luz de advertencia, determine la causa de esta indicación chequeando el indicador de torque y efectuando un chequeo cruzado con otros instrumentos del motor. Una indicación normal significa que el motor está funcionando apropiadamente y que es una falla del generador tacómetro o que se ha abierto el circuito del sistema de advertencia sistema de advertencia en lugar de una falla actual del motor. La corriente eléctrica para la operación de este sistema es suministrada por la barra esencial de 28 VDC.

d. Una Luz de Advertencia del Límite alto y bajo de las rpm. Esta luz es ubicada en el panel de instrumentos. Se ilumina para proporcionar una advertencia visual de: rpm baja del rotor, rpm bajas de la turbina o rpm altas del rotor.

e. *Interruptor AUDIO/OFF (audio de RPM bajas).* Este interruptor está localizado en el panel de control del motor (figura 2-6). Cuando está en la posición OFF, el interruptor impide el funcionamiento de la señal de advertencia audible durante el arranque del motor. Los helicópteros en producción corriente utilizan un interruptor del tipo accionado por resorte. Cuando el interruptor ha sido colocado manualmente en la posición OFF para el arranque del motor, este automáticamente retornará a posición AUDIO cuando los parámetros de operación normal son alcanzados.

2-85.1 SISTEMA DE DETECCIÓN DE PARTICULAS EN EL ACEITE (ODDS). El sistema ODDS mejora la filtración de aceite y reduce las molestias causadas por las indicaciones de partículas en los detectores causadas por desgastes normales. Cuando una partícula conductiva cierra la abertura en el detector, un módulo suministra una pulsación eléctrica la cual quema las partículas causadas por desgaste normal.

a. *Componentes del ODDS del motor.*

- (1) Separador de aceite (Lubriclone) ubicado en el compartimiento de servicio del motor.
- (2) Filtro de aceite, equipado con un filtro de aceite de 3 micrones, ubicado en el compartimiento de servicio del motor.
- (3) Detector de partículas ubicado debajo del separador de aceite. El detector es alambrado a la Capsula del Detector de Partículas del Motor.

b. *Componentes ODDS del sistema del Tren de Potencia.*

- (1) El Monitor de Flujo Completo en el sumidero de la transmisión reemplaza el filtro de disco.
- (2) Un Filtro Externo de 3 micrones ubicado en el compartimiento de gancho de carga, reemplaza al filtro externo actual de 25 micrones.

- (3) Tres detectores de partículas, uno en el monitor de escombros, y uno respectivamente en las cajas de engranajes de 42 y 90 grados. Los detectores están alambrados a la Capsula del Detector de Partículas.

c. *Componentes del sistema eléctrico.* El modulo de potencia esta ubicado en la parte superior de la cabina y suministra corriente eléctrica para pulsar (quemar) escombros ferrosos (acero, hierro) menores a 0.005 de pulgada de ancho. Escombros mayores no son quemados, pero cierra la abertura en el detector y el circuito de la capsula de precaución.

SECCIÓN XIV. SERVICIO, ESTACIONAMIENTO Y AMARRE

estaca de tierra.

(4) Conecte el cable a tierra del equipo de abastecimiento al helicóptero.

(5) Conecte el cable de la boquilla al enchufe a tierra ubicado al lado de la entrada del tanque del helicóptero.

PRECAUCION

Asegure que la presión de la unidad de servicio, no sea mayor de 125 psi durante el reabastecimiento.

(6) Circuito cerrado.

(a) Remueva la tapa de la boca de la celda y asegúrese que el modulo de abastecimiento está enganchado. Refiérase a la figura 2-10.

(b) Remueva la tapa de la tobera e introduzca la tobera al receptor en la boca de la celda de combustible y asegúrelo en su posición.

(c) Mueva la palanca de flujo a la posición ON o FLOW (fluir). El flujo de combustible se apagará automáticamente, cuando las celdas de combustible estén llenas. Antes de su apague automático el flujo de combustible se detendrá varias veces hasta que se alcance la capacidad máxima.

(d) Asegúrese que el control esté en la posición OFF o NO FLOW y quite la tobera.

(7) Por gravedad o circuito abierto.

(a) Remueva la tapa de la celda de combustible.

(b) Usando la herramienta en el cable de la tapa del tanque, abra el modulo de abastecimiento de circuito abierto.

(c) Remueva la tapa de la tobera e introduzca la tobera en la boca de la celda.

2-86. SERVICIO.

a. *Diagrama de servicio.* Refiérase a la figura 2-10.

b. *Combustibles, aceites y fluidos militares aprobados.* Refiérase a la tabla 2-1.

c. *Muestra de combustible.* La gasolina de aviación (AVGAS), tarda en asentarse 15 minutos por cada pie de profundidad de la celda; y una hora por pie de profundidad para el combustible de jet (JP). Permita que el combustible se asiente por el tiempo adecuado antes de tomar una muestra. La celda tiene aproximadamente 29 pulgadas de profundidad.

2-87. REABASTECIMIENTO DE COMBUSTIBLE.

ADVERTENCIA

El personal de reabastecimiento deberá cumplir con todas las precauciones y procedimientos de seguridad especificados en el manual de campana FM 10-68.

a. Refiérase a la tabla 2-1 para capacidades de la celda de combustible.

b. Refiérase a la tabla 2-1 para combustibles aprobados.

c. El helicóptero se reabastece de la siguiente manera:

(1) Refiérase a la figura 2-10 para la posición del punto de abastecimiento de la celda.

(2) Asegúrese que el bombero este en posición con un extinguidor.

(3) Conecte equipo de reabastecimiento a la

(d) Llene al nivel deseado.

(e) Remueva la tobera.

(f) Cierre el modulo, halando el cable. Refiérase a la figura 2-10.

(8) Reponga la tapa de la tobera.

(9) Reponga la tapa de la celda.

(10) Desconecte el receptáculo de tierra de la tobera.

(11) Desconecte la conexión de tierra del helicóptero a la unidad de abastecimiento.

(12) Desconecte la unidad de abastecimiento de la conexión de la estaca de tierra.

(13) Devuelva el extintor a su lugar designado.

d. Reabastecimiento rápido (HOT REFUEL).

(1) Antes del reabastecimiento rápido.

(a) Acelerador: Marcha lenta.

(b) FORCE TRIM: ON o aumente a fricción de los controles.

(c) Abastecer como descrito anteriormente en el párrafo c.

ADVERTENCIA

En caso de incendio, siga los procedimientos de emergencia en el Capítulo 9.

(2) Durante el reabastecimiento rápido. Un miembro de la tripulación debe observar la operación de reabastecimiento (ejecutado por personal de reabastecimiento autorizados) y debe de actuar como bombero como es requerido. Un tripulante se quedara pendiente en los controles. Durante reabastecimiento rápido, por la radio solo se deben transmitir llamadas de emergencia.

(3) Después del reabastecimiento rápido, el piloto debe ser avisado por el personal de reabastecimiento que la tapa este puesta y asegurada y que los cables de tierra estén desconectados.

2-88. COMBUSTIBLES, ACEITES Y FLUIDOS

COMERCIALES APROBADOS.

a. Combustibles. Refiérase a la tabla 2-1.

b. Aceites. Refiérase a la tabla 2-1,

c. Fluidos. Refiérase a la tabla 2-1.

2-89. USO DE COMBUSTIBLES.

a. No hay ninguna limitación especial sobre el uso de los combustibles estándar o alternativo del ejército, pero hay ciertas limitaciones que se imponen cuando se usan combustibles de emergencia. El uso de una mezcla de gasolina que tenga un contenido de mas de 10 porciento de plomo será anotado en total como gasolina con plomo. El uso de combustible de emergencia será anotado en la columna de FAULT/REMARKS del libro de bitácora en el formulario DA Form 2408-13, anotando el tipo de combustible, aditivos y el tiempo de operación usando dicho combustible.

b. Cuando se mezcla el combustible en las celdas de combustible del helicóptero o cuando se cambie de un tipo autorizado a otro, por ejemplo de JP4 a JP5, no es necesario purgar el sistema de combustible antes de usar el otro combustible.

TABLA 2-1.

Tabla de Combustible, Aceite y Líquidos Aprobados

<u>Sistema</u>	<u>Especificaciones</u>
Combustible.....	MIL-T-5624(JP-4)(1)
Sistema autosellante- Total:208.5 US galones(789.2 litros) Usable:206.5 US galones(781.6 litros)	
Celdas auxiliar interna- Usable:300 US galones (1135.5 litros)	
Aceite:	
Turbina.....	MIL-L-23699
(3,4)	
Transmisión	*MIL-L-7808(2,4) MIL-L-23699 (3,4) DOD-L-
85734(2,4)	
(2,4)	*MIL-L-7808
Caja de engranajes 42°	MIL-L-23699 (3,4) *MIL-L-7808
(2,4)	
Caja de engranajes 90°	MIL-L-23699 (3,4)

	*MIL-L-7808
(2,4)	
Sistema hidráulico	MIL-H-5606 (5,7) *MIL-H-83282
(6,7)	
Horquillas de las palas	MIL-L-46152 (8,9) *MIL-L-23699
(3,4,8)	
	MIL-L-7808
(2,4)	
	MIL-L-2104
(8,9)	
Almohadillas	MIL-L-46167 (8,9) MIL-L-23699 (3,4) *MIL-L-7808
(2,4,8)	
	MIL-L-2104
(8,9)	
	MIL-L-46152 (8,9) MIL-L-46167 (8,9)

NOTAS

¹ Combustible estándar del ejército es MIL-T-5624(JP4) código de NATO F-40. Combustibles alternos son MIL-T-5624(JP5) (NATO F-44) y MIL-T-83133(JP8) (NATO F-34). Combustibles de emergencia son MIL-G--5572 (cualquier tipo de gasolina de aviación AVGAS) (NATO F-12, F-18, F-22). Refiérase al Manual técnico TM 55-9150-200-24.

El helicóptero no será volado más de un total acumulativo de 50 horas cuando se usen combustibles de emergencia.

PRECAUCION

Lubricantes preparados con especificaciones MIL-L-7808 por la Shell Oil Company bajo PART NUMBER 307, número de calificación 7D-1, no será usado en el motor o sistemas. Tiene aditivos que dana los sellos de los sistemas.

² *MIL-L-7808 el código de NATO es 0-148. Es para el uso en temperaturas ambientales por debajo de menos 32° C/25° F. Se puede usar cuando no hay MIL-L-23699. No es para el uso en el cubo del rotor principal P/N 204-012-101-31.

PRECAUCION

Bajo ninguna circunstancia se debe

de usar el aceite MIL-L23699 en temperaturas ambientales menores a 32° C/25° F.

³ MIL-L-23699 código de NATO es 0-156. Para uso en temperaturas ambientales sobre menos 32° C/25° C. No es para uso en el cubo del rotor principal P/N204-012-101-31.

⁴ No mezcle aceites MIL-L-2104, MIL-L-46152, MIL-L-46167, MIL-L-23699 y o MIL-L7808, excepto durante una emergencia. Si los aceites se mezclan, el sistema tiene que ser drenado dentro de seis horas y llenado con el aceite apropiado. Se requiere una anotación en el Formulario DA Form 2408-13 cuando se han mezclado los aceites.

⁵ MIL-H-5606 código de NATO es H-515. Para uso en temperaturas ambientales por debajo de menos 35° C/30° F. (Refiérase al TB 55-1500-344-25).

⁶ Para el uso en temperaturas ambientales de sobre menos 35° C/30° F.

PRECAUCION

El contacto prolongado con fluido hidráulico o su rocío puede causar irritación a los ojos y la piel. Después de contacto prolongado con la piel, inmediatamente lave el área con agua y jabón. Si el fluido hace contacto con los ojos, inmediatamente lávelos con agua limpia. Si se ingiere el fluido, no induzca vómitos; obtenga inmediatamente atención médica. Cuando el calor descompone el fluido, lo convierte en gases tóxicos.

⁷ No se recomienda la mezcla de los fluidos MIL-H-5606 y MIL-L-83282, excepto durante una emergencia. Se requiere una anotación en el formulario DA Form 2408-13 cuando se mezclan estos fluidos. Cuando se cambia de MIL-H-5606 a MIL-H-83282, no debe haber mas de 2% de MIL-H-5606 presente en el sistema.

⁸ Refiérase a la marca en el ensamblaje de la agarradera para determinar el requerimiento apropiado de lubricación.

⁹ MIL-L-104, MIL-L-46152 y MIL-L-46167 tiene que usarse en el yugo P/N 204-012-101-31 de la siguiente manera:

NORUEGA JP4- MIL-T-5624
 PORTUGAL JP4- MIL-T-5624
 TURQUÍA JP4- MIL-T-5624
 REINO UNIDO D.ENG RD 2454 ENG RD 2498
 (BRETANA)

Temperatura Promedio	Especificación
+5° C O MAYOR	MIL-L-2104, GRADO 40, CÍ DIGO NATO 0-230.
-18° C A + 5° C	MIL-L-2104, GRADO 30, CÍ DIGO NATO 0-230 O MIL-46152, GRADO 30.
-29° C A -18° C	MIL-L-2104, GRADO 10, CÍ DIGO NATO 0-230 O MIL-L-46152, GRADO 10W30.
-54° C A -20° C	MIL-L-46167, DEXTRON II Fluido de transmisión automática

NOTA: Aditivo Anti-congelante y Biocídico para Combustible Comercial de Turbina – El inhibidor anti-congelante del sistema de combustible, debe conformar a la especificación MIL-I-27686. El aditivo provee protección anti-congelante y actúa como un biocídico para matar crecimiento microbial en el sistema de combustible del helicóptero. El inhibidor conformante a la especificación MIL-I-27686 deberá añadirse al combustible comercial que no contenga el inhibidor de hielo durante las operaciones de abastecimiento sin consideración a la temperatura ambiental. El reabastecimiento de combustible debe ser realizado de acuerdo a procedimientos comerciales aceptados. El producto "Prist" conforma con MIL-I-27686.

Combustibles comerciales nacionales probados (ESPECIFICACIONES ASTM-D-1655-70: Designaciones de los fabricantes -

Aceites comerciales aceptados para el MIL-L-7808: Designación del fabricante-
 PQ TURBINE OIL 8365
 ESSO/ENCO TURBO OIL 2389
 RM-184A/RM-201A151

Tipo JET B-JP4	Tipo JET A-JP5	Tipo Jet A-1-JP8
American Jp4 Aerojet B	American Tipo A Aerojet A	Aerojet A-1 Richfield A B.P.A.T.K. Caltex Jet A-1
B.P.A.T.G. Caltex Jet B	CITGO A Conoco Jet-50	Conoco Jet-60
Gulf Jet B Jet A-1		Gulf Jet A Gulf
Exxon Turbo Mobil Jet B	Fuel Exxon A Mobil Jet A	Exxon A-1 Mobil Jet A-1
Philjet Jp-4 Aeroshell Jp-4	Philjet A-50 Aeroshell 640 Superjet A Jet A Kerosine	Aeroshell 650 Superjet A-1 Jet A-1
Kerosene Chevron B Texaco Avjet B Union Jp-4	Chevron A-50 Avjet A 76 Turbine Fuel	Chevron A-1 Avjet A-1

PRECAUCION

No utilize el aceite Shell Oil Co. número de parte 307, calificación 7D-1 (MIL-L-7808). Puede dañar los sellos de silicón.

Aceites comerciales aceptados para el MIL-L-23699: Designación del fabricante-
 PQ TURBINE LUBRICANT 5247/6423/6700/773-1/8878/9595
 BRAYCO 899/899/G/899-S
 CASTROL 205
 JET ENGINE OIL 5
 STO-21919/STO-21919A/STD-6530
 HATCOL 3211/3611
 TURBO OIL 2380 (WS-6000)/2395 (WS-6459)/2392/2393
 MOBIL JET II RM 139A/MOBIL JET II RM-147A/AVREX S TURBO 260/AVREX 5
 ROYCO 899 (C-915)/899SC/STAUFFER JET II
 AEROSHELL TURBINE OIL 500
 AEROSHELL TURBINE OIL 550
 CHEVRON JET ENGINE OIL 5
 STAUFFER 6924/JET II
 SATO 7377/7730, TL-8090

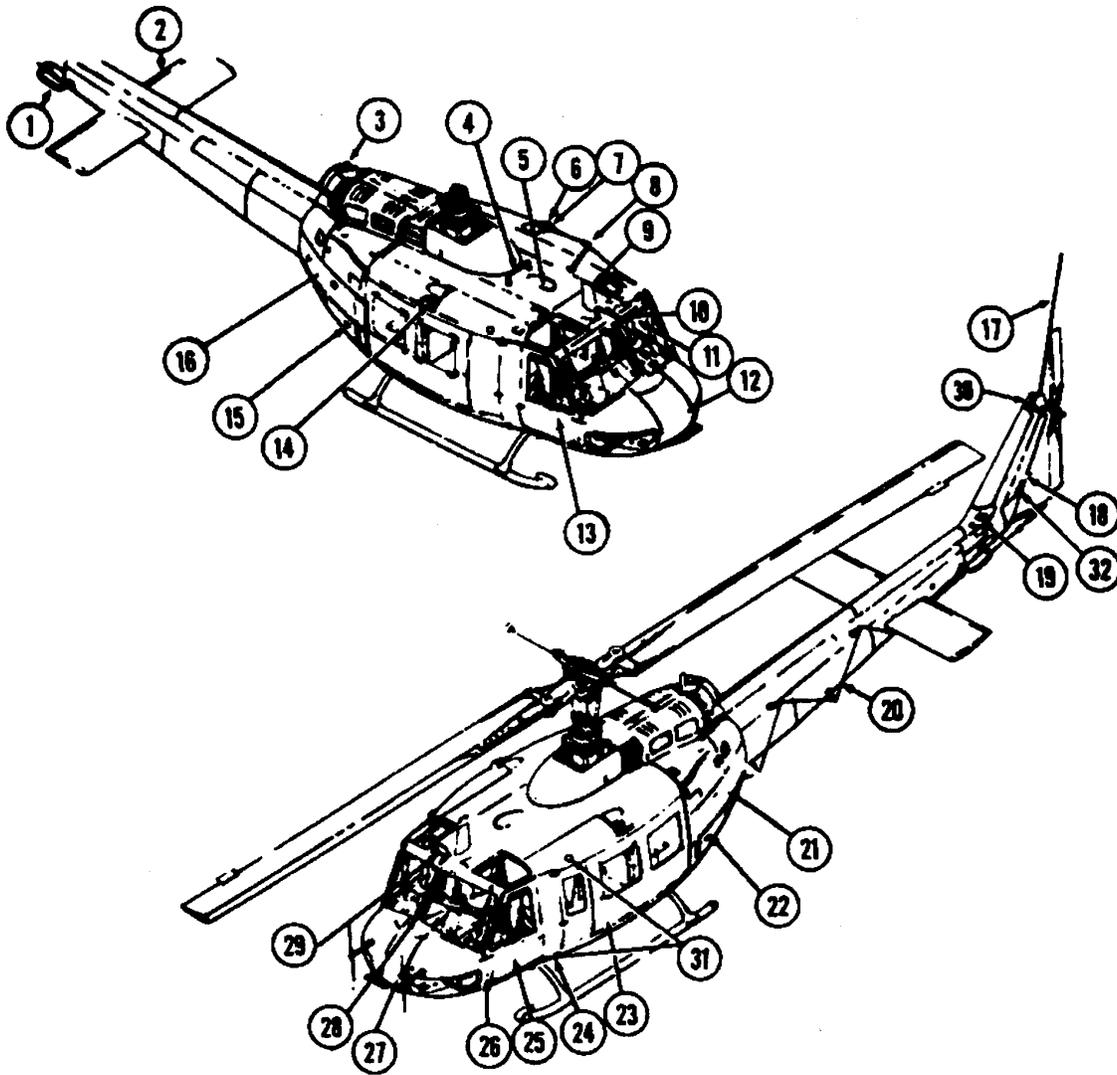
Combustibles comerciales extranjeros probados:

País	F-40	F-44
BÉLGICA	BA-PF-2B	
CANADÁ	3GP-22F	3-6P-24E
DINAMARCA	JP4 MIL-T-5624	
FRANCIA	AIR-3407A	
ALEMANIA	UTL-9130-006	UTL 9130-007 UTL 9130-010
GRECIA	JP4 MIL-T-5624	
ITALIA	AA-M-C-1421	AMC-143
HOLANDA	JP4- MIL-T-5624	D. ENG RD 2493

Fluidos comerciales aceptados para el MIL-H-5606: Designación del fabricante-

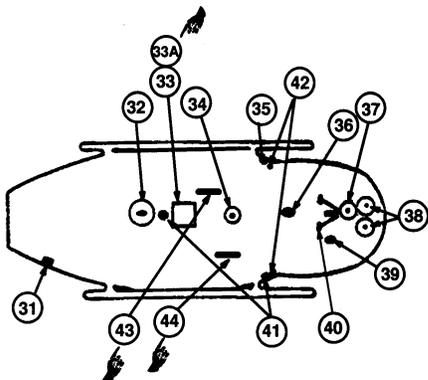
"PO" 4226
BRAYCO 757B
BRAYCO 756C
BRAYCO 756ID
HYPIN A
UNIVIS J41
AERO HFB
PETROFLUID 5606B
PETROFLUID 4607
ROYCO 756C/D
ROYCO 782
XSL 7828
PED 3565
PED 3337
TL-5874
AERO HYDROLL 500
YT-283
FP-221

Fluidos comerciales aceptados para el
MIL-H-83282:
BRAYCO MICRONIC 882
HANOVER R-2
HF 832
XRM 230A
XRM 231A



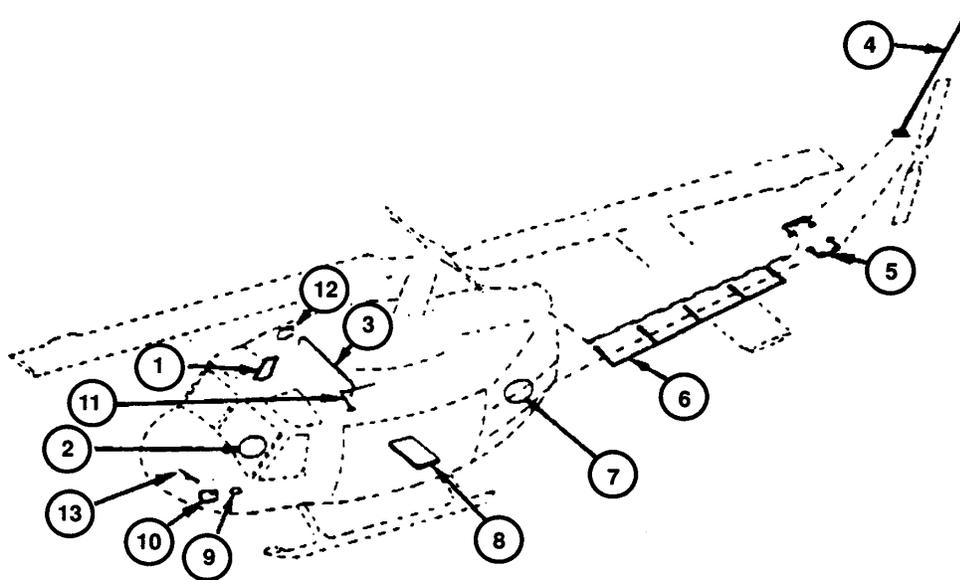
- | | |
|--|---|
| 1. ANTENA DE NAVEGACIÒ N (VHF OMNIDIRECCIONAL) | 17. ANTENA DE COMUNICACIÒ N FM NÙ M. 1 |
| 2. ELEVADOR SINCRONIZADO | 18. LUZ DE NAVEGACIÒ N POSTERIOR (BLANCA) |
| 3. LUZ DE ANTICOLISIÒ N | 19. CAJA DE ENGRANAJES DE 42 GRADOS |
| 4. ANTENA DE RECALADA FM NÙ M. 1 | 20. ALAMBRE DE LA ANTENA HF (ALTA FRECUENCIA) |
| 5. ANTENA DE CUADRO (ADF) (REMOVIDA C/MWO 1-1520-210-50-30) | 21. PUERTA DE ACCESO DEL COMPARTIMIENTO ELÉCTRICO |
| 6. LUZ DE POSICIÒ N (BLANCA) | 22. PUERTA POSTERIOR DE ACCESO PARA EL COMPARTIMIENTO DE RADIOS |
| 7. LUZ DE POSICIÒ N (ROJA) | 23. PUERTA DE LA CABINA (CARGA) |
| 8. ANTENA DE COMUNICACIÒ N FM NÙ M. 2 | 24. LUZ DE POSICIÒ N (ROJA) |
| 9. ANTENA VHF/UHF | 25. PUERTA DEL COPILOTO |
| 10. TUBO PITOT | 26. ORIFICIO DE VENTILACIÒ N ESTÁTICA |
| 11. DEFLECTOR DE LIMPIAPARABRISAS DEL SISTEMA CORTACABLE | 27. TUBO PITOT |
| 12. PUERTA DELANTERA DE ACCESO DE RADIOS Y BATERÍA | 28. DEFLECTOR DE PARABRISAS DEL SISTEMA CORTACABLE |
| 13. PUERTA DEL PILOTO | 29. CORTADOR SUPERIOR DEL SISTEMA CORTACABLE |
| 14. LUCES DE NAVEGACIÒ N (VERDE, ARRIBA Y DE ABAJO) | 30. CAJA DE ENGRANAJES DE 90 GRADOS |
| 15. PUERTA DE ACCESO DEL COMPARTIMIENTO DE CALEFACCIÒ N | 31. LUZ DE POSICIÒ N (NVG) |
| 16. PUERTA DE ACCESO DEL COMPARTIMIENTO DEL ENFRIADOR DEL ACEITE | 32. LUZ DE POSICIÒ N TRASERA (NVG) |

Figura 2-1. Diagrama Típico de Arreglo General (Hoja 1 de 2)



- 31.Receptáculo de potencia eléctrica externa
- 32.Gancho de suspensión de carga
- 33.Antena sensora del ADF
- 33A.Antena sensora del ADF
- 34.Luz de aterrizaje (NVG [V])
- 35.Luz de posición
- 36.Antena del radiobaliza
- 37.Luz de búsqueda (NVG [H])
- 38.Antena del altímetro radar [V]
- 39.Antena IFF
- 40.Cortador de cables inferior
- 41.Luz de posición

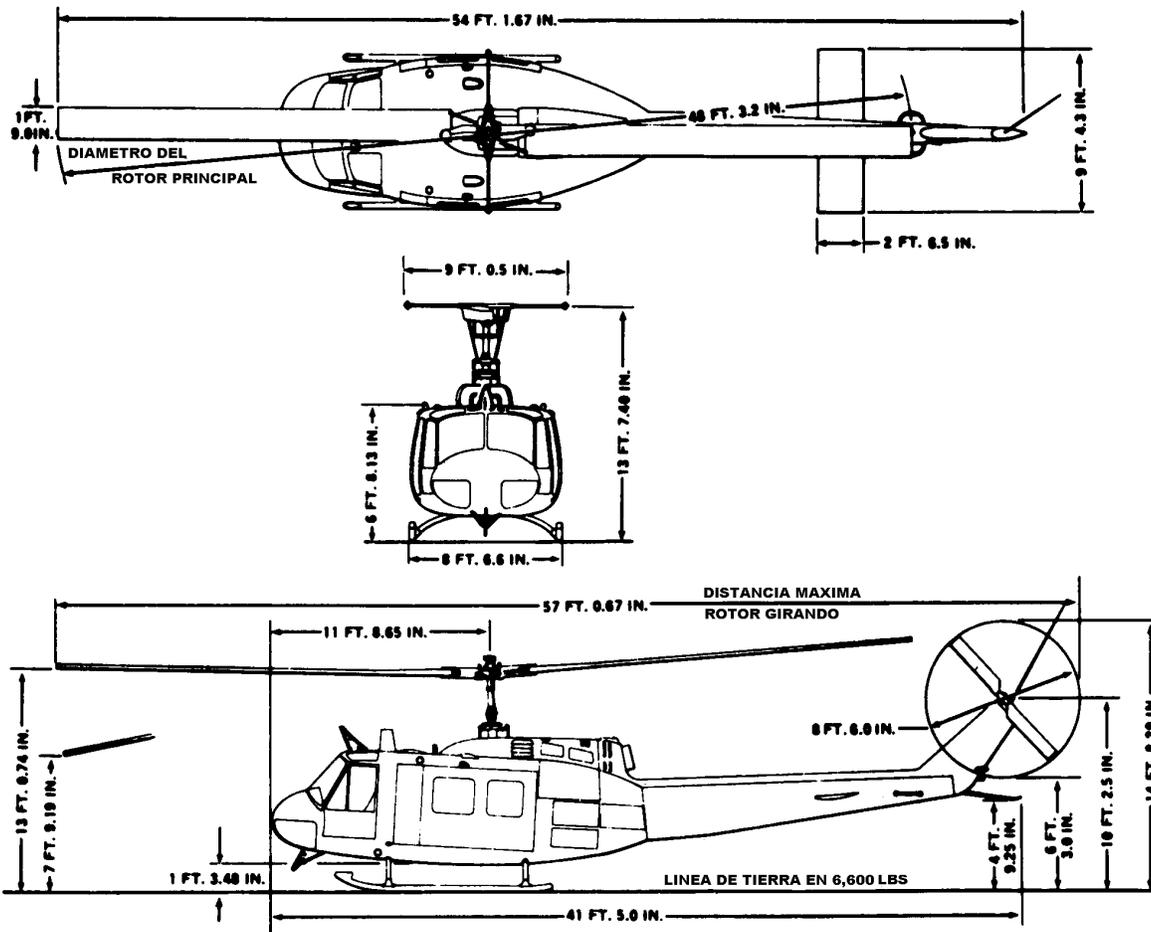
Diagrama Típico de Arreglo General



UBICACION DE LA ANTENA

- 1. Antena sensora (AM) VHF/UHF
- 2. Sistema de antenas de cuadro (ADF).
- 3. Antena de recalada del FM Núm. 1
- 4. Antena Núm. 1 y 2 del conjunto de radios FM.
- 5. Antena del conjunto de radios de navegación.
- 6. Antena de cuadro HF de circuito cerrado.
- 7. Antena sensora, ADF, cuando el Doppler está instalado.
- 8. Doppler NAV o ADF.
- 9. Antena del Radio baliza
- 10. Antena IFF(inferior).
- 11. Comunicaciones FM.
- 12. Antena IFF (superior).
- 13. Angulo de descenso.

Figura 2-1. Diagrama de Arreglo General - Típico (Hoja 2 de 2)

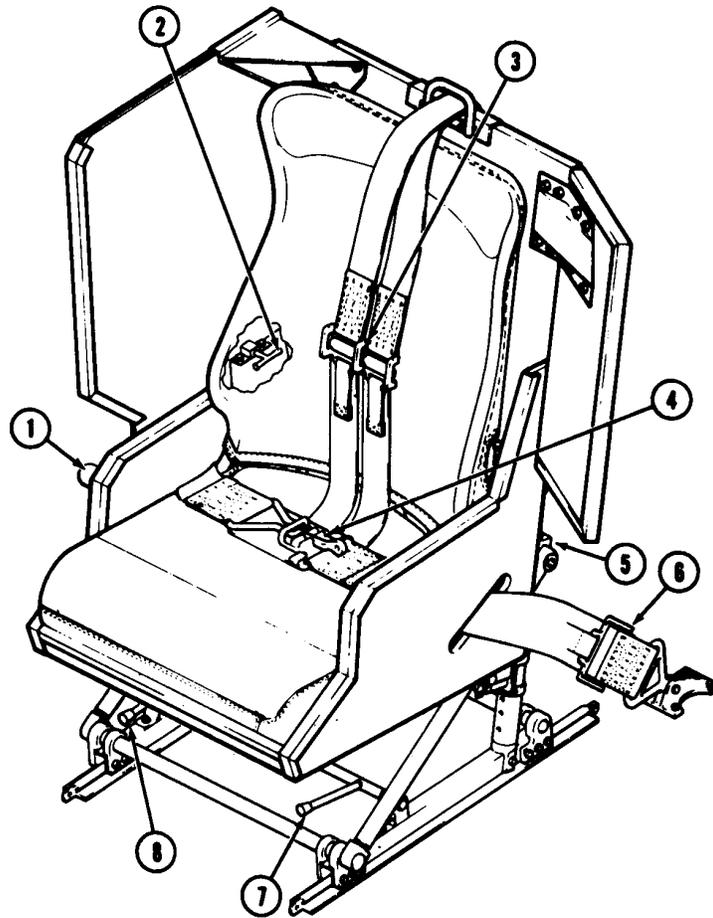


FT = Pies

IN = Pulgadas

LBS = Libras

Figura 2-2. Diagrama de Dimensiones Principales (Típico).



1. Control para frenar ó liberar el arnés del hombro
2. Bloque de ajuste del plato de blindaje
3. Ajuste del arnés
4. Seguro del cinturón
5. Desenganche rápido para inclinar el asiento
6. Ajuste del cinturón
7. Palanca del ajuste horizontal del asiento
8. Palanca del ajuste vertical del asiento

Figura 2-3. Asiento del Piloto y Copiloto Típico (blindado).

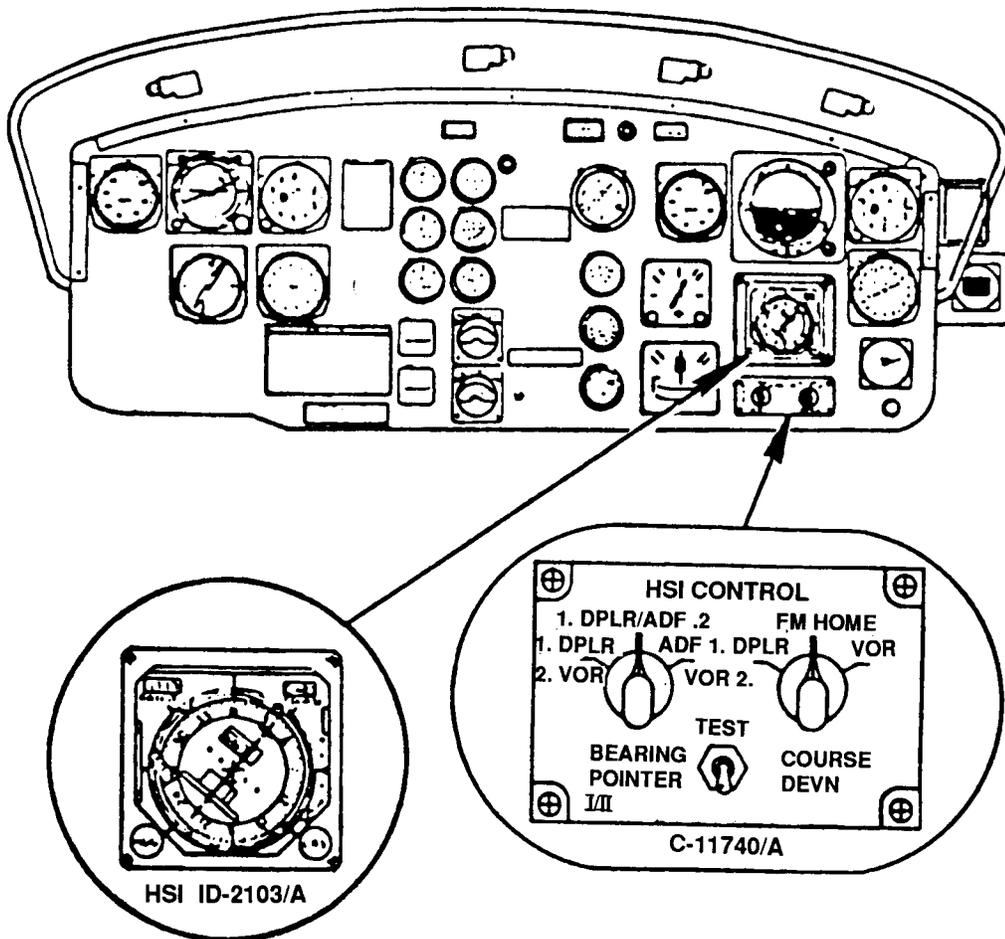
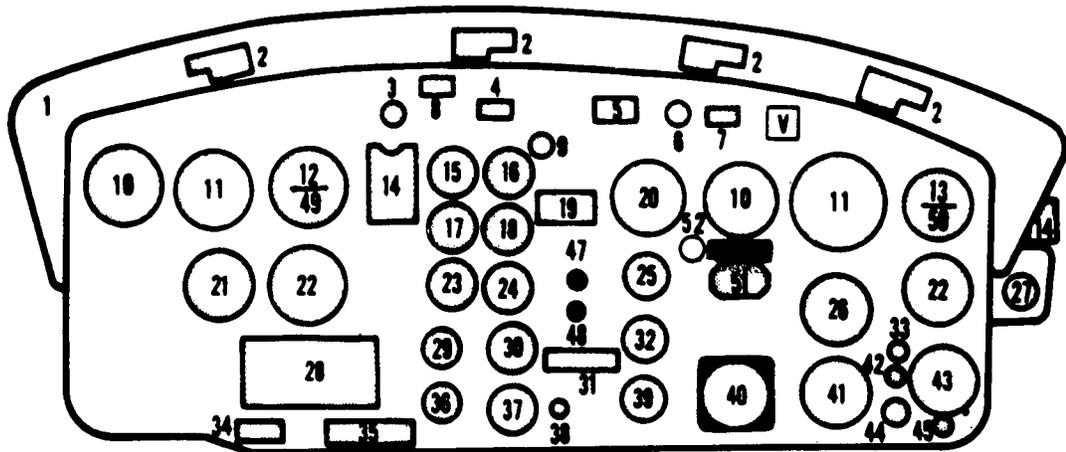


Figura 2-4. Panel de Instrumentos (Típico) (Hoja 1 de 2).



- | | |
|---|---|
| 1. Visera | 27. Brújula magnética |
| 2. Luces secundarias | 28. Datos de los límites de operación |
| 3. Luz de aviso, filtro del aire obstruido | 29. Medidor de carga, generador Principal |
| 4. Luz de maestra de precaución | 30. Voltímetro de corriente directa (DC) |
| 5. Luz de aviso de las RPM | 31. Datos de precaución del motor |
| 6. Interruptor de prueba del detector de fuego | 32. Tacómetro de la turbina (N1) |
| 7. Luz de aviso de fuego | 33. Luz de radio baliza |
| 8. Código de identificación del helicóptero | 34. Datos de instalación del motor |
| 9. Interruptor de prueba del indicador de combustible | 35. Datos del selector del transmisor |
| 10. Indicador de velocidad aérea | 36. Medidor de carga del generador auxiliar |
| 11. Indicador de actitud | 37. Voltímetro de corriente alterna (AC) |
| 12. Altimetro (AAU32-/A) | 38. Interruptor para frenar (esclavitud) el compás |
| 13. Altimetro (AAU-31/A) | 39. Temperatura de gases de escape (EGT) |
| 14. Tarjeta de corrección de compás | 40. Indicador de viraje e inclinación de resbalamiento. |
| 15. Indicador de presión del combustible | 41. Indicador de desviación de curso (CDI) |
| 16. Indicador de la cantidad de combustible | 42. Interruptor de sensibilidad del radio baliza |
| 17. Presión del aceite del motor | 43. Reloj |
| 18. Temperatura del aceite del motor | 44. Control del volumen del radio baliza |
| 19. Datos de aviso para la carga | 45. Indicador de activación del lanzador de carga externa |
| 20. Tacómetro doble | 47. Luz indicadora del código del IFF |
| 21. Indicador radio magnético (RMI) | 48. Interruptor para guardar el código del IFF |
| 22. Variómetro. | 49. [V] Receptor e transmisor, indicador de altitud |
| 23. Presión del aceite de la transmisión | 50. [V] Indicador de altitud (remoto) |
| 24. Temperatura del aceite de la transmisión | 51. [V] Indicador del DME |
| 25. Indicador de torque | 52. [V] Luz de espera del DME |
| 26. Indicador del radio magnético (RMI) | |

Figura 2-4. Panel de Instrumentos (Típico) (Hoja 2 de 2).

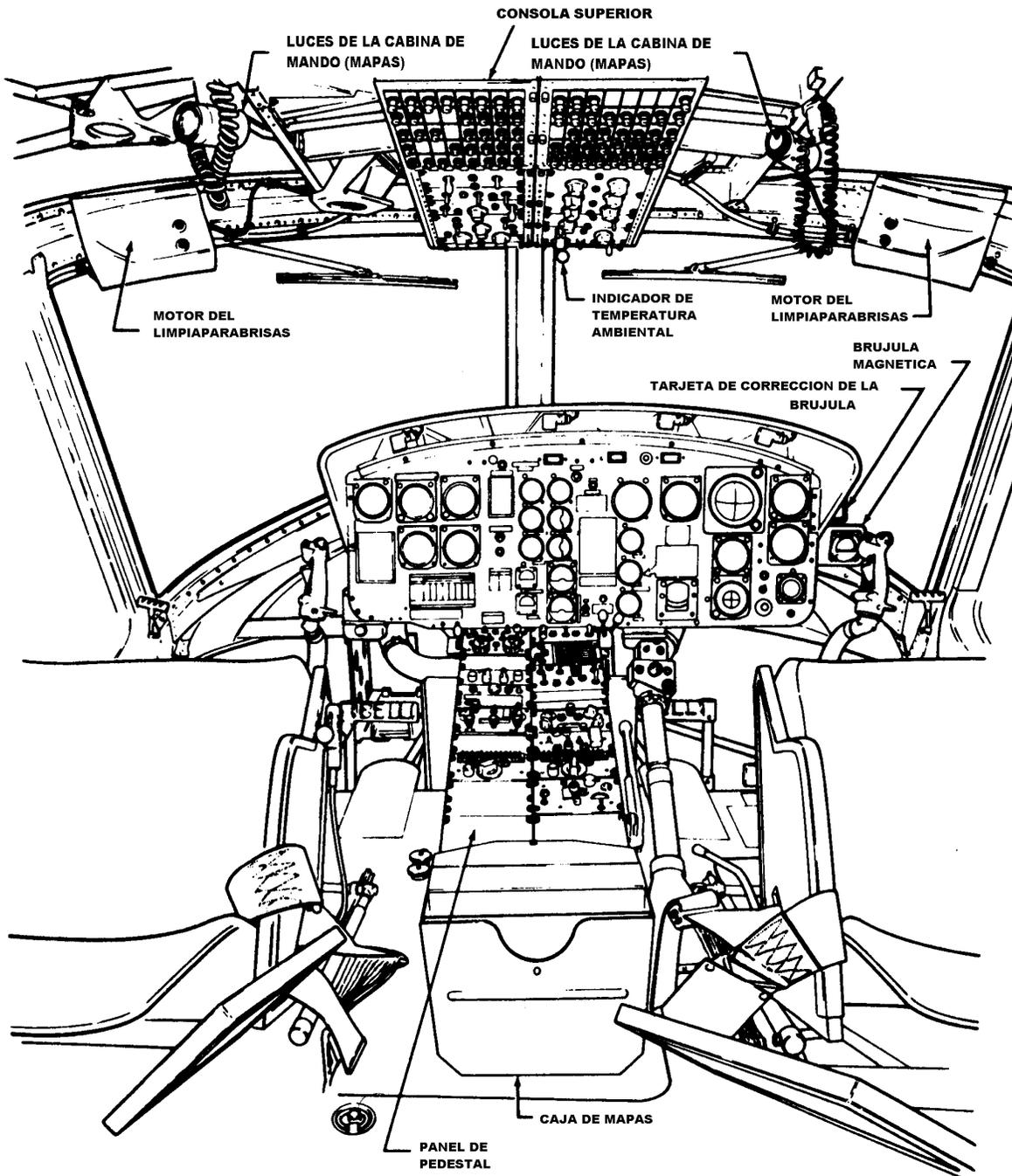


Figura 2-5. Compartimiento de la Tripulación (Típico) (Hoja 1 de 3).

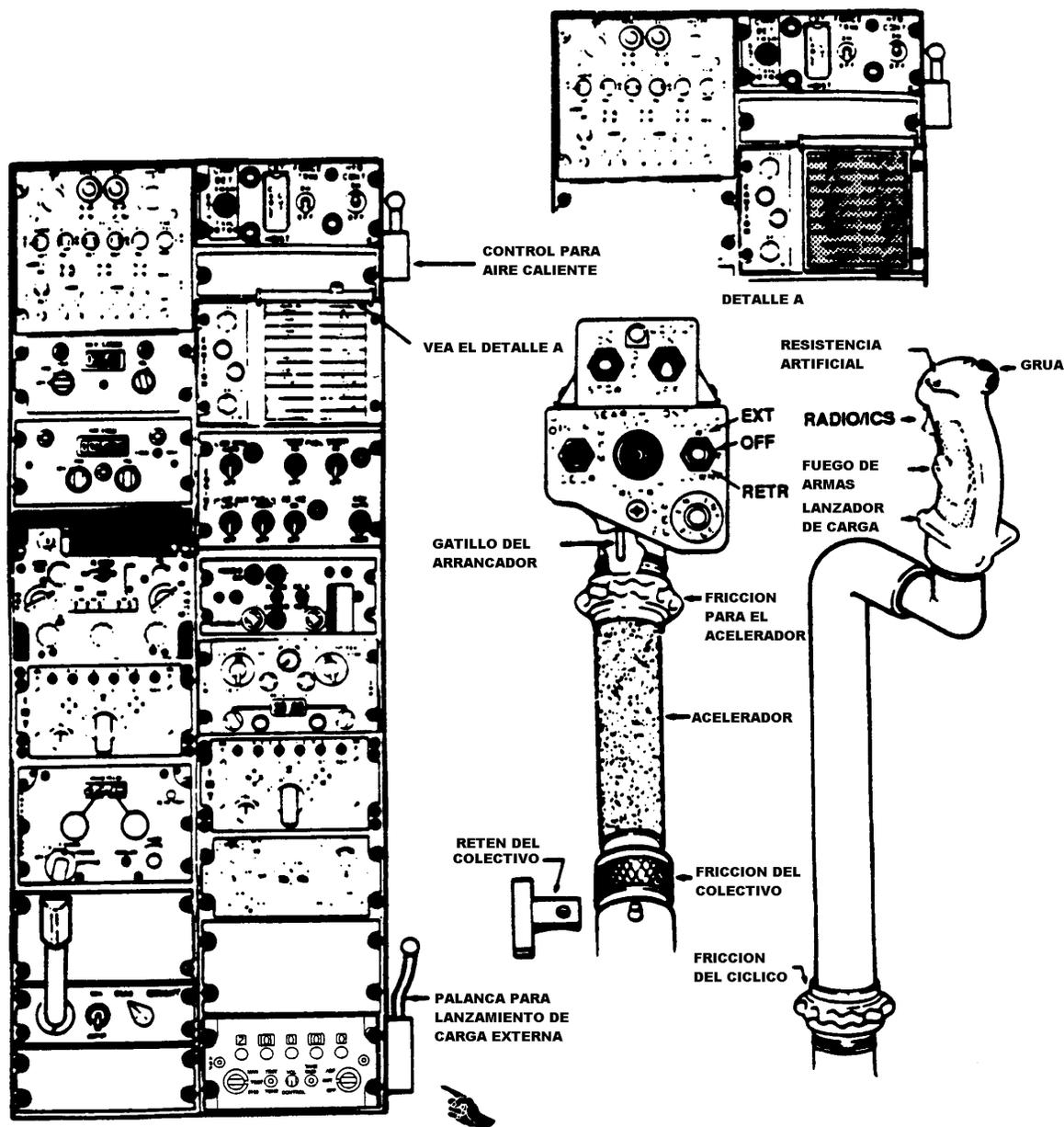


Figura 2-5. Compartimiento de la Tripulación (Típico) (Hoja 2 de 3).

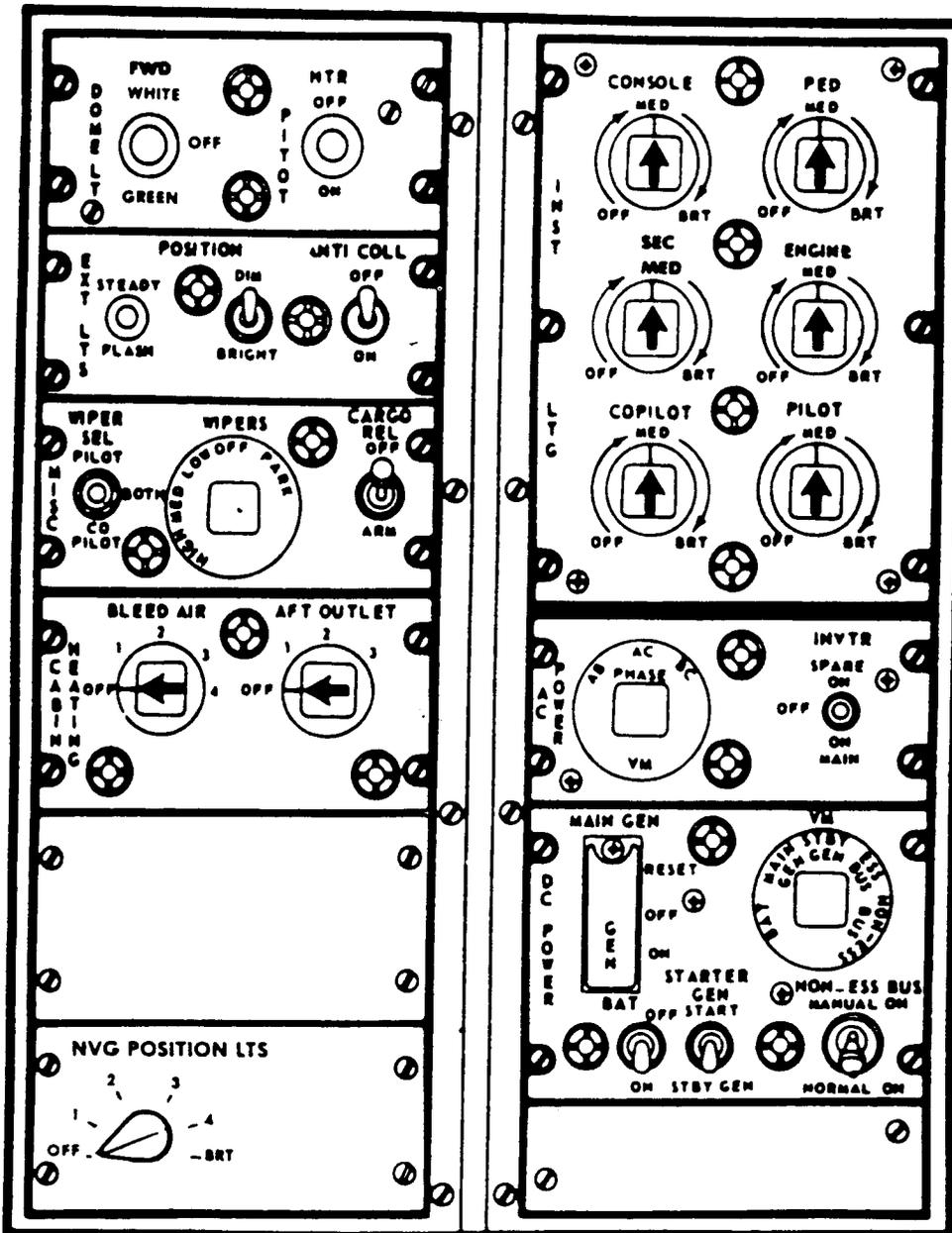


Figura 2-5. Consola Superior (Típico) (Hoja 3 de 3).

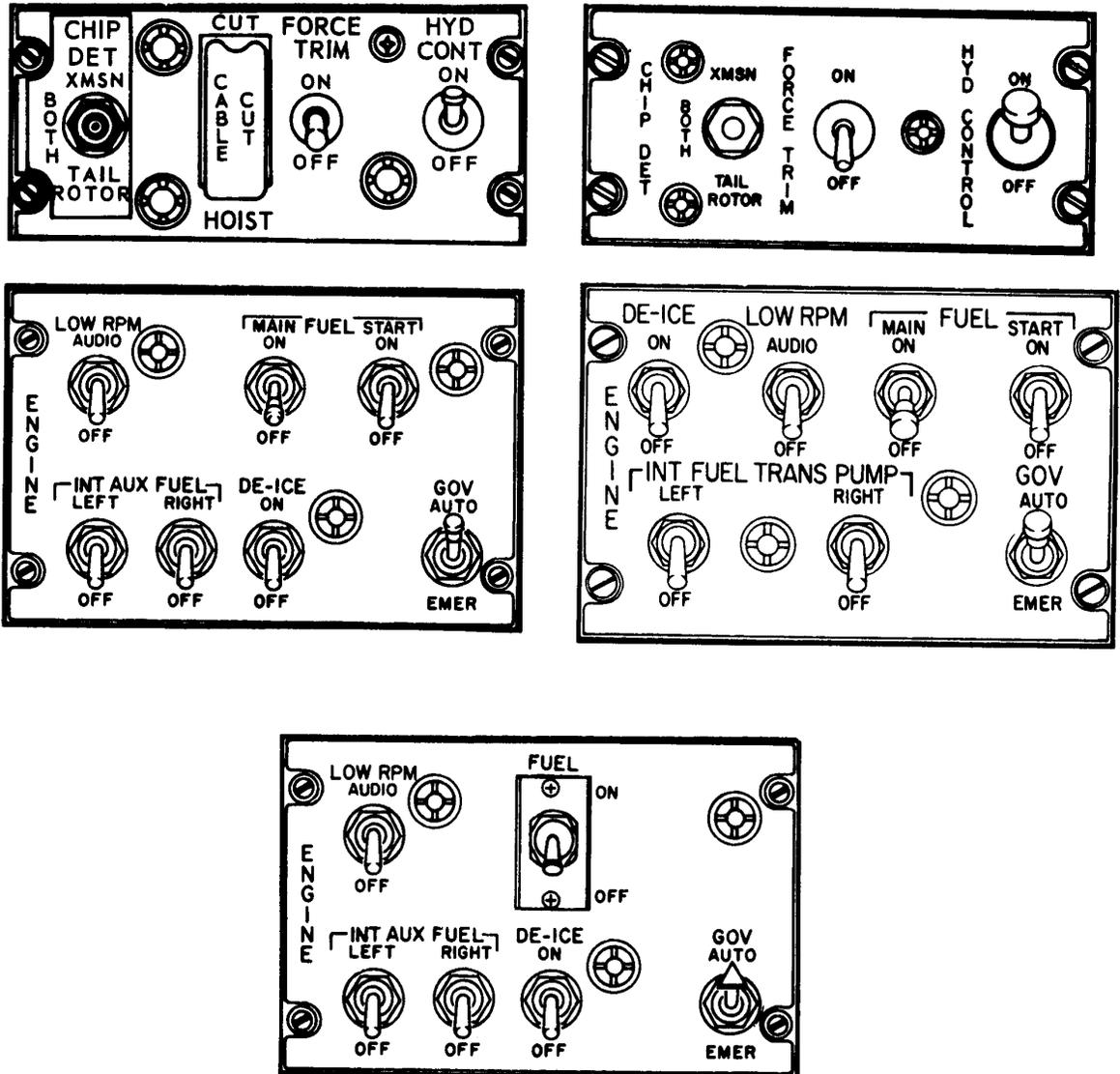
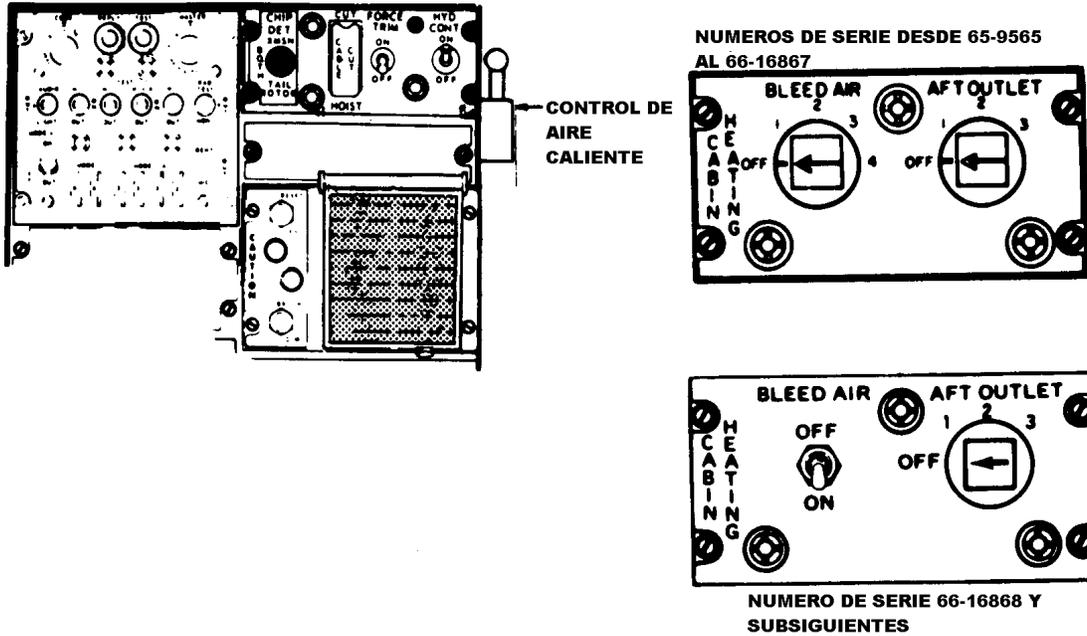
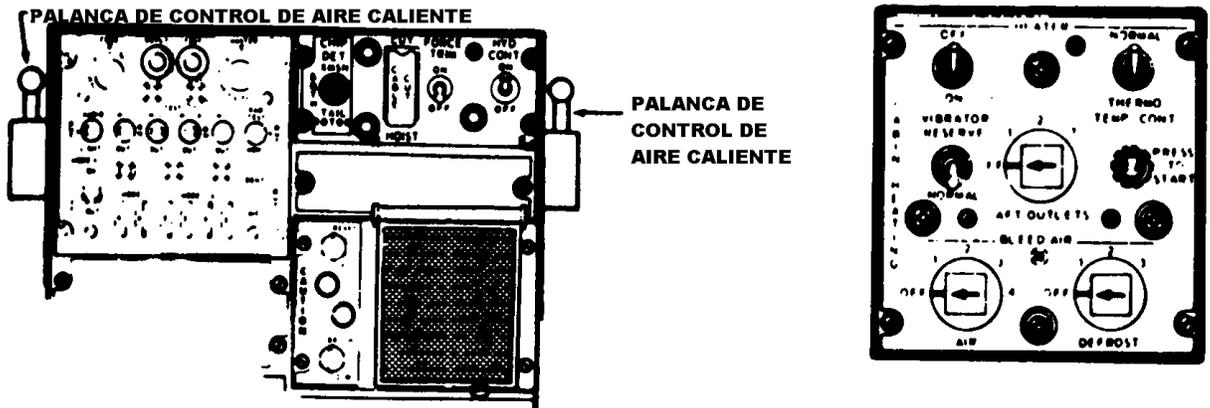


Figura 2-6. Panel de Control del motor y Misceláneo (Típico).



INTERRUPTOR/CONTROL	POSICION	FUNCION
BLEED AIR (aire sangrado) (rotativo)	Rotación en sentido horario	Aumenta la cantidad de aire caliente.
T OUTLET (salida trasera)	OFF	Apaga el sistema.
	Rotación en sentido horario	Aumenta cantidad de aire a las salidas traseras.
	OFF	Cierra las salidas traseras, todo el aire es dirigido a las salidas del pedestal central.
Palanca del pedestal	Hacia adelante	Todo el aire caliente a las toberas de deshielo.
	Hacia atrás	Todo el aire caliente a la cabinas de mando y pasajeros.
	Intermedio	Condición parcial de deshielo y calefacción a las cabinas.
BLEED AIR (ON/OFF)	ON	Activa el sistema de aire sangrado.
	OFF	Apaga el sistema de aire sangrado.

Figura 2-7. Sistema de Calefacción y Descongelación (Típico)(Hoja 1 de 2).



Controles y panel de calefacción (anterior al modelo N/S65-9565)

INTERRUPTOR/CONTROL	POSICION	FUNCION
ON/OFF	ON OFF	Activa ventilador. Apaga el calentador de combustión.
VIBRADOR	NORMAL RESERVA	Acumula carga eléctrica para arrancar. Acumula carga de reserva, solo se usa si la combustión no ocurre en NORMAL.
PRESS TO START	OFF Presionar	Apaga el vibrador. Cierra el circuito de ignición (VIBRATOR).
NORMAL/THERMO	THERMO TEMP. CONT. NORMAL	Activa el control. Termostato no es accionado tiene que estar en NORMAL o RESERVE.
AFT OUTLETS	1-2-3	Rotación horaria aumenta la calefacción.
AIR	1-2-3-4	Rotación horaria aumenta el volumen de aire.
DEFROST	OFF 1 2 3	100% del aire a salidas debajo del asiento. 33% descongelación - 67% debajo del asiento. 67% descongelación - 33% descongelación. 100% descongelación.
Palanca del pedestal (derecha - adentro)	Hacia atrás	Activa el sistema.
Palanca del pedestal (derecha - afuera)	Hacia adelante	Apaga el sistema.
Palanca del pedestal (derecha - afuera)	Hacia atrás	Admite aire - salidas debajo del asiento.
	Adelante	Cierra válvulas - debajo del asiento.

Figura 2-7. Sistema de Calefacción y Descongelación (hoja 2 de 2).

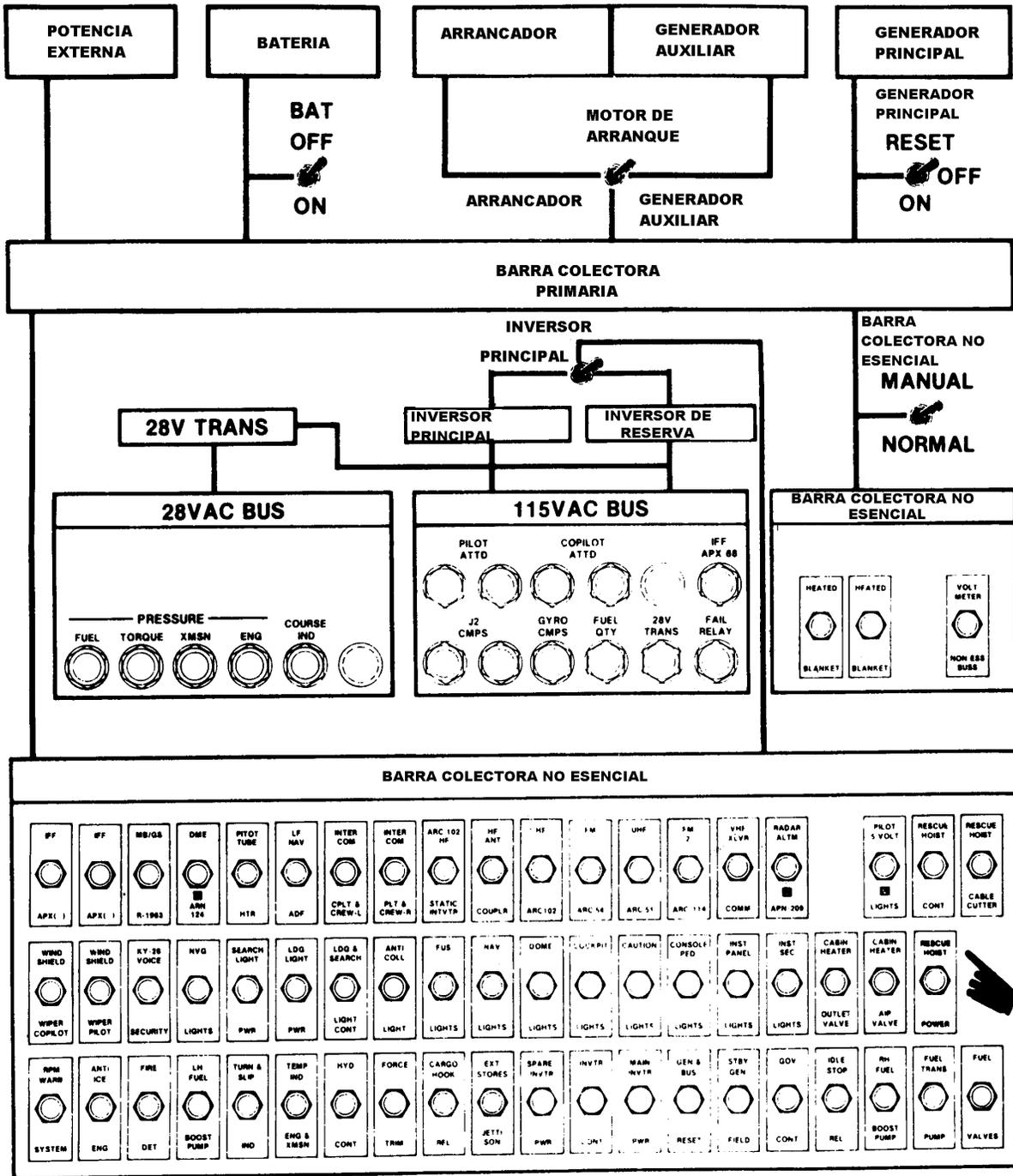
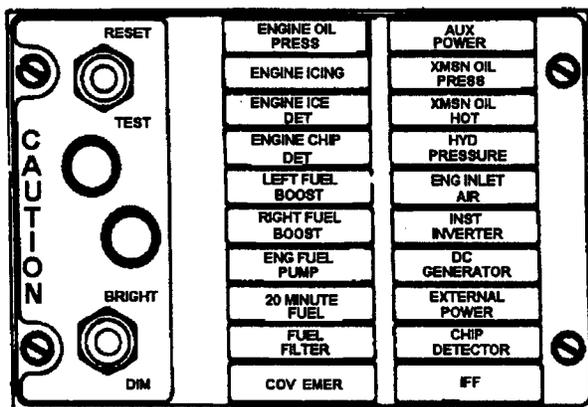


Figura 2-8. Sistema Eléctrico (típico).



Panel de Precaución y Aviso

PANEL DE PRECAUCION	FALLA
ENGINE OIL PRESS *ENGINE ICING *ENGINE ICE DET ENGINE CHIP DET LEFT FUEL BOOST RIGHT FUEL BOOST ENG FUEL PUMP 20 MINUTE FUEL FUEL FILTER *GOV EMER AUX FUEL LOW XMSN OIL PRESS XMSN OIL HOT HYD PRESS *ENG INLET AIR INST INVERTER DC GENERATOR EXTERNAL POWER CHIP DETECTOR IFF	Presión de aceite por debajo de 2-5 psi. Congelamiento detectado en el motor. No esta conectado. Partículas de metal en el aceite de la turbina. Falla de la bomba impulsora izquierda de combustible. Falla de la bomba impulsora derecha de combustible. Falla de la bomba de combustible del motor. Cantidad de combustible aproximadamente 170 lbs. Filtro de combustible a punto de deriva. El gobernador en modo de emergencia. Celda de combustible auxiliar vacío. Presión del aceite de la transmisión debajo de 30 psi. Temperatura del aceite de la transmisión sobre 110° C. Presión hidráulica baja. Filtro de entrada del aire a el motor obstruido. Falla del inversor. Falla del generador DC. Compuerta de la toma de corriente externa abierta. Partículas de metal en el aceite de las cajas de engranajes de 42° , 90° o la transmisión. Sistema IFF inoperante.

*
 *Es posible que no esté instalado.

Figura 2-9. Panel de Precaución (típico).

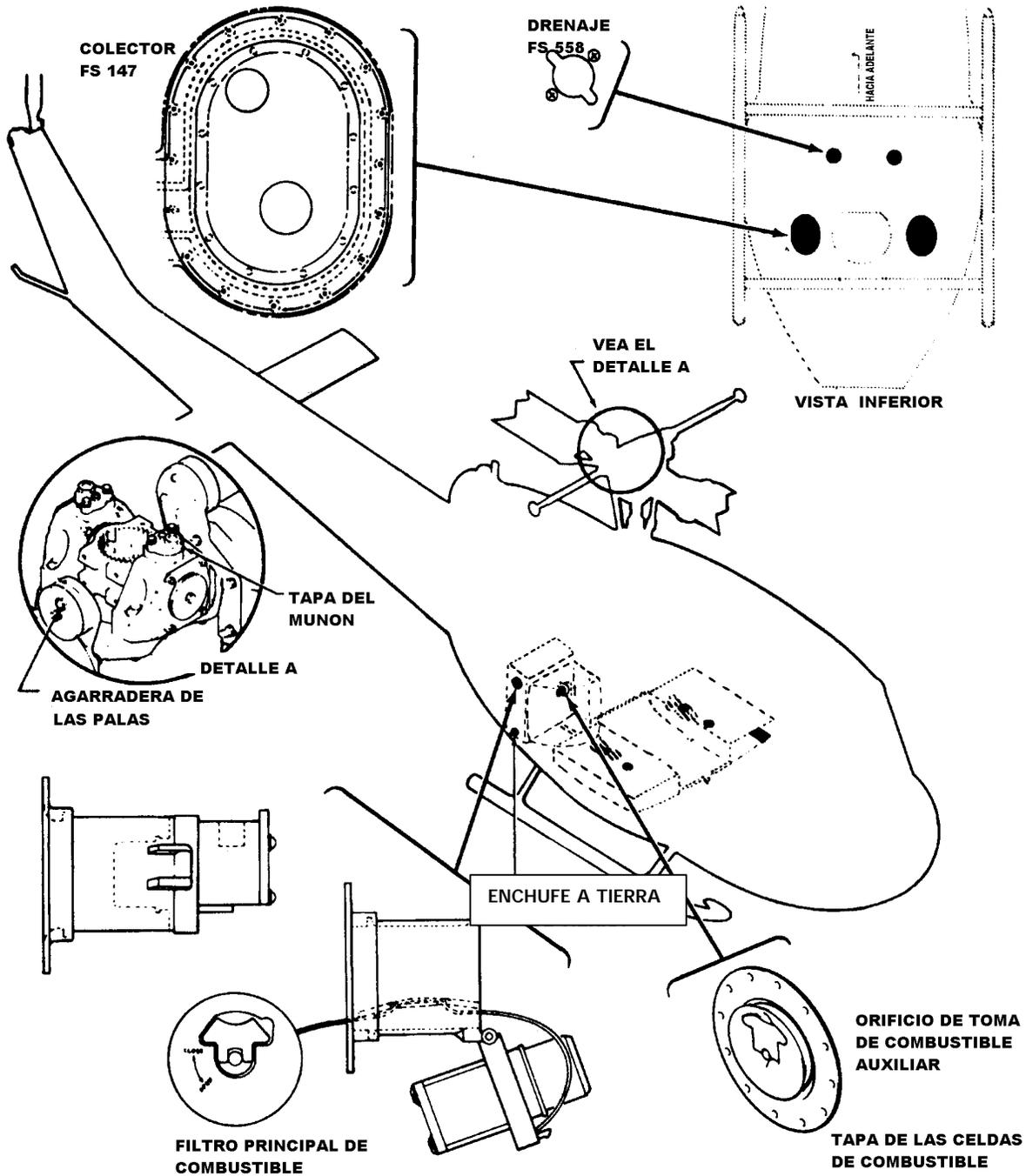


Figura 2-10. Diagrama de Servicio (Típico) (Hoja 1 de 2)

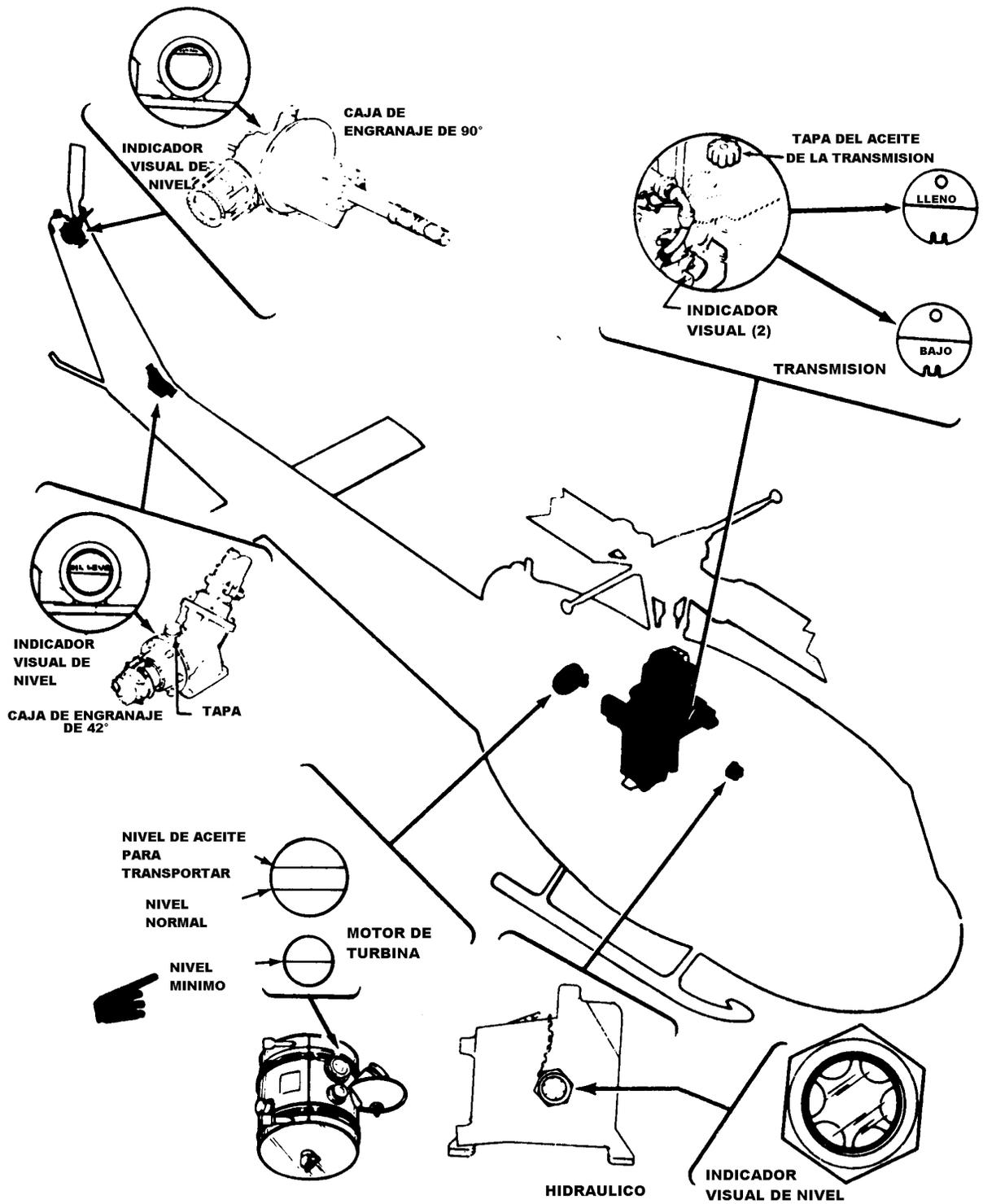


Figura 2-10. Diagrama de Servicio (Típico) (Hoja 2 de 2)

